



(6)

19 BUNDESREPUBLIK
DEUTSCHLAND



DEUTSCHES
PATENTAMT

12 Offenlegungsschrift
10 DE 43 40 955 A 1

51 Int. Cl. 5:
G 01 S 5/12
G 05 D 1/10
G 01 C 21/24

21 Aktenzeichen: P 43 40 955.5
22 Anmeldetag: 1. 12. 93
43 Offenlegungstag: 9. 6. 94

DE 43 40 955 A 1

30 Unionspriorität: 32 33 31
01.12.92 US 984313

71 Anmelder:
Caterpillar Inc., Peoria, Ill., US

74 Vertreter:
Wagner, K., Dipl.-Ing.; Geyer, U., Dipl.-Phys.
Dr.rer.nat., Pat.-Anwälte, 80538 München

72 Erfinder:
Kyrtos, Christos T., Peoria, Ill., US

54 Verfahren und Vorrichtung um die Genauigkeit von Positionsabschätzungen in einem satellitengestützten Navigationssystem zu verbessern

57 Die Genauigkeit einer Positionsabschätzung, die unter Benutzung eines satellitengestützten Navigationssystems erzeugt wird, wird verbessert, indem man für nicht lineare Fehler in den Fahrzeugpositionsberechnungen Rechnung trägt. Die Standardnavigationsgleichung wird modifiziert, um Fehlerkoeffizienten α , β , γ und δ einzuschließen. α wird benutzt, um Fehler in der x-Dimension zu modulieren. β wird benutzt, um Fehler in der y-Dimension zu modulieren. γ wird benutzt, um Fehler in der z-Dimension zu modulieren. δ wird benutzt, um Fehler in den Pseudoabständen zu modulieren. Die Fehlerkoeffizienten können berechnet werden unter Benutzung eines GPS-Systems mit offenem Ende oder eines GPS-differentiellen GPS-Systems. Die Fehlerkoeffizienten können in der realen Zeit berechnet werden und für eine Periode danach benutzt werden. Einmal berechnet, können die Fehlerkoeffizienten als Faktoren in die Berechnung einer Fahrzeugpositionsabschätzung für gesteigerte Präzision eingehen.

DE 43 40 955 A 1

Die folgenden Angaben sind den vom Anmelder eingereichten Unterlagen entnommen

BUNDESDRUCKEREI 04. 94 408 023/658

28/37

Gebiet der Erfindung

Die Erfindung bezieht sich allgemein auf das Gebiet der Navigationssysteme, die eine Konstellation erdumkreisender Satelliten benutzen, um die Position eines Empfängers auf oder in der Nähe der Erdoberfläche zu bestimmen. Genauer bezieht sich die Erfindung auf ein Verfahren und eine Vorrichtung, um die Genauigkeit von Positionsabschätzungen in solch einem Satellitengestützten Navigationssystem zu verbessern.

Hintergrund der Erfindung

Einige nationale Regierungen einschließlich der Vereinigten Staaten (U.S.) von Amerika entwickeln gegenwärtig ein irdisches oder terrestrisches Positionsbestimmungssystem, auf das generisch als ein globales Positionierungssystem (GPS) Bezug genommen wird. Ein GPS ist ein satellitengestütztes Radionavigationssystem, mit dem man beabsichtigt, hochgenaue dreidimensionale Positionsinformation an Empfänger auf oder in der Nähe der Erdoberfläche zu liefern.

Die US-Regierung hat ihr GPS mit "NAVSTAR" bezeichnet. Man erwartet, daß das NAVSTAR GPS für völlig betriebsbereit von der US-Regierung im Jahre 1993 erklärt wird. Die Regierung der ehemaligen Union der Sowjetischen Sozialistischen Republik (U.S.S.R.) ist mit der Entwicklung eines GPS, das unter dem Namen "GLONASS" bekannt ist, beschäftigt. Des weiteren sind zwei europäische Systeme bekannt als "NAVSAT" und "GRANAS" ebenso in der Entwicklung. Um die Diskussion zu vereinfachen, konzentriert sich die folgende Offenbarung speziell auf das NAVSTAR GPS. Jedoch hat die Erfindung gleiche Anwendbarkeit auf andere globale Positionierungssysteme.

In dem NAVSTAR GPS sieht man vor, daß vier umkreisende GPS-Satelliten in jedem von sechs getrennten kreisförmigen Orbits existieren, um eine Gesamtsumme von 24 GPS-Satelliten zu ergeben. Von diesen werden einundzwanzig betriebsbereit sein und drei werden zur Reserve dienen. Die Satellitenbahnen oder -orbits werden weder polar noch äquatorial sein, sondern werden in gegenseitig orthogonal geneigten Ebenen liegen.

Jeder GPS-Satellit wird die Erde ungefähr einmal alle 12 Stunden umkreisen. Dies zusammen mit der Tatsache, daß die Erde einmal alle 24 Stunden um ihre eigene Achse rotiert, bewirkt, daß jeder Satellit genau zwei Orbits vollendet, während die Erde eine Umdrehung macht.

Die Position jedes Satelliten zu jeder gegebenen Zeit wird präzise bekannt sein und kontinuierlich an die Erde gesendet werden. Diese Positionsinformation, die die Position des Satelliten im Raum bezüglich der Zeit (GPS-Zeit) anzeigt, ist als ephemerische Daten oder Information bekannt.

Zusätzlich zu den ephemerischen Daten schließt das Navigationssignal, das von jedem Satelliten gesendet wird, eine präzise Zeit ein, zu der das Signal gesendet wurde. Der Abstand oder die Reichweite von einem Empfänger zu jedem Satelliten kann bestimmt werden durch den Gebrauch dieser Übertragungs- oder Sendezeit, die in jedem Navigationssignal eingeschlossen ist. Indem man den Zeitpunkt notiert, an dem das Signal am Empfänger empfangen wurde, kann eine Ausbreitungszeitverzögerung berechnet werden. Diese Zeitverzögerung, wenn sie mit der Ausbreitungsgeschwindigkeit des Signals multipliziert wird, wird einen "Pseudoabstand" von dem sendenden des Satelliten zum Empfänger ergeben.

Der Abstand wird "Pseudoabstand" genannt, weil die Empfängeruhr nicht präzise mit der GPS-Zeit synchronisiert sein kann und weil die Ausbreitung durch die Atmosphäre Verzögerungen in den Navigationssignalausbreitungszeiten einführt. Diese haben einen Uhrenfehler bzw. einen atmosphärischen Fehler oder in eine Richtung gerichtete Abweichung zur Folge. Uhrenfehler können bis zu einigen Millisekunden betragen.

Indem man diese zwei Teile von Informationen benutzt (die ephemerischen Daten und den Pseudoabstand) von mindestens drei Satelliten, kann die Position eines Empfängers in Bezug auf den Erdmittelpunkt unter Benutzung von passiver Triangulierungstechniken bestimmt werden.

Die Triangulierung schließt drei Schritte ein. Zuerst muß die Position von mindestens drei Satelliten im "Blick" des Empfängers bestimmt werden. Zweitens muß der Abstand von dem Empfänger zu jedem Satelliten bestimmt werden. Schließlich wird die Information der ersten beiden Schritte dazu benutzt, um geometrisch die Position des Empfängers in Bezug auf den Erdmittelpunkt zu bestimmen.

Die Triangulierung unter Benutzung von mindestens drei der erdumkreisenden GPS-Satelliten erlaubt die absolute terrestrische Position (Längengrad, Breitengrad und Höhe in Bezug auf den Erdmittelpunkt) von jedem beliebigen Erdempfänger mit einer einfachen geometrischen Theorie zu berechnen. Die Genauigkeit der Positionsabschätzung hängt teilweise von der Anzahl der umkreisenden GPS-Satelliten ab, die aufgenommen werden. Indem man mehr GPS-Satelliten bei der Berechnung benutzt, kann man die Genauigkeit der terrestrischen Positionsabschätzung erhöhen.

Gewöhnlich werden vier GPS-Satelliten aufgenommen oder abgetastet, um jede terrestrische Positionsabschätzung zu bestimmen. Drei der Satelliten werden für die Triangulierung benutzt und ein vierter wird hinzugefügt, um für den oben beschriebenen Uhrenfehler zu korrigieren. Falls die Empfängeruhr präzise mit der der GPS-Satelliten synchronisiert wäre, dann wäre dieser vierte Satellit nicht notwendig. Jedoch sind präzise (zum Beispiel Atom-) Uhren teuer und sind deshalb nicht für eine Anwendung geeignet.

Für eine detailliertere Diskussion über das NAVSTAR GPS, siehe Parkison, Bradford W. und Gilbert, Stephen W., "NAVSTAR: Global Positioning System -- Ten years later," Proceedings of the IEEE, Band 71, Nr. 10, Oktober 1983 und GPS: A Guide to the Next Utility, veröffentlicht von Trimble Navigation Ltd., Sunnyvale Kalifornien, 1989, Seiten 1-47, von denen beide hier durch die Bezugnahme aufgenommen sind. Für eine detaillierte Diskussion eines Fahrzeugpositionierungs/Navigationssystem, das das NAV-STAR GPS benutzt,

siehe das in gemeinsamem Besitz befindliche U.S. Pat. Appl. Ser. No. 07/628,560, dem Titel "Vehicle Position Determination System and Method", eingereicht am 3. Dezember 1990, das hier durch die Bezugnahme aufgenommen wurde.

In dem NAVSTAR GPS werden elektromagnetische Signale von jedem Satelliten kontinuierlich unter Gebrauch einer einzigen Trägerfrequenz gesendet bzw. transmittiert. Jedoch benutzt jeder Satellit einen verschiedenen Modulationsgoldcode, um eine Differenzierung der Signale zu erlauben. Die Trägerfrequenz wird moduliert durch den Gebrauch eines pseudozufälligen Signals, das für jeden GPS-Satelliten einzigartig ist. Folglich können die umkreisenden GPS-Satelliten identifiziert werden, wenn die Navigationssignale demoduliert werden.

Außerdem sieht das NAVSTAR GPS zwei Moden oder Betriebsarten der Modulation der Trägerwelle vor, unter Benutzung von pseudozufälligen Signalen. In dem ersten Mode wird der Träger von einem "C/A-Signal" geändert und moduliert und auf ihn wird als "Grob/Acquirierungsmodus" Bezug genommen. Der Grob/Acquirierungs- oder C/A-Mode ist auch bekannt als "Standardpositionierungsdienst". Das C/A-Signal ist eine Goldcodesequenz die eine Impulsrate von 1,023 MHz besitzt. Goldcodesequenzen sind in der Technik bekannt.

Ein Impuls ist ein individueller Puls eines pseudozufälligen Codes. Die Impulsrate einer pseudozufälligen Codesequenz ist die Rate, mit der die Impulse in der Sequenz erzeugt werden. Folglich ist die Impulsrate gleich der Codewiederholungsrate geteilt durch die Anzahl der Glieder in dem Code. Mit Bezug auf den C/A-Mode des NAVSTAR GPS existieren 1023 Impulse in jeder Goldcodesequenz und die Sequenz wird einmal alle Millisekunden wiederholt. Im Gebrauch der 1,023 MHz Goldcodesequenz von vier umkreisenden GPS-Satelliten ermöglicht die terrestrische Position eines Erdempfängers mit einer ungefähren Genauigkeit innerhalb von 60 bis 100 m zu bestimmen (mit 95% Sicherheit).

Auf dem zweiten Modulationsmode in dem NAVSTAR GPS wird allgemein als der "präzise" oder "geschützte" (P für precise oder protected) Mode Bezug genommen. In dem P-Mode hat der pseudozufällige Code eine Impulsrate von 10,23 MHz. Außerdem sind die P-Modesequenzen extrem lang, so daß die Sequenzen sich nicht mehr als einmal alle 267 Tage wiederholen. Im Ergebnis kann die terrestrische Position eines beliebigen Erdempfängers innerhalb einer ungefähren Genauigkeit von 16 Metern bestimmt werden (sphärischer Irrtum oder Fehler wahrscheinlich). Der P-Mode ist ebenfalls als der "präzise Positionierungsdienst" bekannt.

Die P-Modesequenzen werden von der Regierung der Vereinigten Staaten geheimgehalten und nicht öffentlich zugänglich gemacht. Der P-Mode ist nur für die Benutzung von Erdempfängern vorgesehen, die speziell von der Regierung der Vereinigten Staaten autorisiert wurden. So sind die P-modulierten Daten nicht allgemein zugänglich, so daß viele GPS-Benutzer sich alleine auf die GPS-Daten verlassen müssen, die über den C/A-Modulationsmode geliefert werden. Dies bedeutet für viele Anwender ein weniger genaues Positionierungssystem.

Die oben diskutierten Uhren und atmosphärischen Fehler kommen zu der Ungenauigkeit des Positionierungssystems hinzu. Andere Fehler, die die GPS-Positionsrechnungen beeinflussen, schließen Empfängerrauschen, Signalreflektion, Abschattungseffekte und Satellitenpfadverschiebungen (zum Beispiel Satellitenwackeln) ein. Diese Fehler haben eine Berechnung von fehlerhaften Pseudoabständen und eine von fehlerhaften Satellitenpositionen zur Folge. Fehlerhafte Pseudoabstände und fehlerhafte Satellitenpositionen führen ihrerseits zu einer Verringerung in der Präzision von Positionsabschätzungen, die von einem Fahrzeugpositioniersystem berechnet werden.

Es sind Verfahren verfügbar, um viele dieser Fehler zu kompensieren oder zu verbessern. Jedoch haben atmosphärische Fehler und Satellitenpfadverschiebungen nicht-lineare Komponenten. Diese Fehler bedeuten eine ± 2 Meter Beschränkung auf die Positionierungspräzision.

Eine konventionelle Methode, die diese nicht-linearen Fehler zu kompensieren versucht, benutzt ein differentielles System (diskutiert weiter unten), um einen linearen Fehler für jeden Pseudoabstand (d. h. ein Fehler wird für jeden Satelliten berechnet) zu produzieren. Eine Basisstation, die eine feste, bekannte Position besitzt, berechnet einen Pseudoabstand für jeden Satelliten. Die Basisstation berechnet weiter einen Abstand oder eine Distanz zwischen ihrer bekannten Position und der Position jedes Satelliten (die aus den ephemeren Daten berechnet wird). Indem man den Pseudoabstand mit jedem berechneten Abstand vergleicht, kann ein Pseudoabstandsfehler für jeden Satelliten berechnet werden. Der Pseudoabstandsfehler für jeden Satelliten kann dann an das Fahrzeug gesendet werden zum Gebrauch für die Positionsabschätzungsberechnungen.

Jedoch berücksichtigt dieses Verfahren nicht die nichtlineare Natur dieser Fehler. Zum Beispiel, wenn die ephemeren Daten anzeigen, daß der Satellit an einer Position P_1 ist, und der Satellit tatsächlich an einer Position P_2 ist, (zum Beispiel auf Grund eines Wackelns), dann kann eine einzelne lineare Abweichung oder ein Fehler, der dem Pseudoabstand verändert, nicht das Wackeln vollständig korrigieren.

Demzufolge wird ein Verfahren benötigt, das für diese nicht-linearen Fehler korrigiert, so daß die Präzision der Fahrzeugpositionsabschätzungen verbessert werden kann.

Zusammenfassung der Erfindung

Die Erfindung ist eine Vorrichtung und ein Verfahren zum Gebrauch mit einem satellitengestützten Navigationssystem. Die Genauigkeit von Fahrzeugpositionsabschätzungen wird verbessert, indem man die nicht-linearen Fehler in den Fahrzeugpositionsberechnungen berücksichtigt. Die Standardnavigationsgleichung wird modifiziert, um die Fehlerkoeffizienten α , β , γ und δ einzuschließen. α wird dazu benutzt, um Fehler in der x-Dimension zu modellieren. β wird benutzt, um die Fehler in der y-Dimension zu modulieren. γ wird benutzt, um die Fehler in der z-Dimension zu modellieren. δ wird benutzt, um einen mittleren Fehler in den Pseudoabständen zu modellieren.

Weil die Fehlerquellen (die modelliert werden mit Gebrauch von α , β , γ , δ) in ihrer Natur zufällig sind, wird jede Null als Mittelwert besitzen und über die Zeit unvorhersagbar sein. Jedoch über eine kurze Periode

erwartet man, daß die Fehlerkoeffizienten Trends folgen, die charakterisiert werden. Diese Trends werden von den Fehlerkoeffizienten modelliert. Im wesentlichen übertragen die Fehlerkoeffizienten den Fehler von jedem Satelliten in der Konstellation in einen Fehler in der Fahrzeugposition. Zum Beispiel werden die Fehler in der x-Richtung für jeden Satelliten zusammen gemittelt und werden als ein einzelner Fehler in der x-Richtung der Fahrzeugposition repräsentiert. So besitzen die Fehlerkoeffizienten nur eine Bedeutung in einer besonderen Konstellation (zum Beispiel vier ausgewählte Satelliten), für die sie ausgerechnet wurden.

Die Erfindung kann entweder mit einem GPS-System mit offenem Ende oder einem differentiellen GPS-System benutzt werden. In einem ersten Ausführungsbeispiel eines GPS-Systems mit offenem Ende werden acht Satelliten benutzt, um Werte für die Fahrzeugposition zu berechnen, einen Uhrenfehler und die vier Fehlerkoeffizienten. In einem zweiten Ausführungsbeispiel des GPS-Systems mit offenem Ende werden sechs Satelliten benutzt, um Werte für die Fahrzeugposition, einen Uhrenfehler und die vier Fehlerkoeffizienten zu berechnen. In einem dritten Ausführungsbeispiel des GPS-Systems mit offenem Ende werden vier Satelliten benutzt, um Werte für die Fahrzeugposition, einen Uhrenfehler und die vier Fehlerkoeffizienten zu berechnen.

In einem Ausführungsbeispiel des differentiellen GPS-Systems werden fünf Satelliten im Zusammenhang mit einer Basisstation benutzt, um Werte für den Uhrenfehler und die vier Fehlerkoeffizienten zu berechnen. Die Fehlerkoeffizienten können dann an das Fahrzeug gesendet werden, um für die Fahrzeugpositionsberechnung benutzt zu werden.

Die Fehlerkoeffizienten können in Verbindung mit der Berechnung der von jeder Fahrzeugpositionsabschätzung (d. h. in der Realzeit) berechnet werden. Alternativ können die Fehlerkoeffizienten einmal berechnet werden und in den Fahrzeugpositionsberechnungen für eine Zeitperiode danach benutzt werden. Abhängig von der speziellen Methode, die benutzt wird, um die Fehlerkoeffizienten zu berechnen, wird angenommen, daß die Werte der Fehlerkoeffizienten benutzt werden können und die Genauigkeit von Fahrzeugpositionsabschätzungen für eine Zeitdauer im Bereich von einigen Minuten bis zu einer so langen Zeitperiode, wie die ausgewählte Konstellation der Satelliten im Blick bleibt, benutzt werden können.

Kurze Beschreibung der Zeichnungen

Fig. 1 ist ein Diagramm, das die NAVSTAR GPS-Satelliten in ihren jeweiligen Orbits um die Erde zeigt;

Fig. 2 ist ein Diagramm, das ein autonomes Fahrzeugsystem darstellt, das eine Konstellation von vier GPS-Satelliten, ein Pseudolite, eine Basisstation und ein autonomes Fahrzeug einschließt;

Fig. 3 ist ein Blockdiagramm des autonomen Fahrzeugsystems, das das Fahrzeugpositionierungssystem des autonomen Fahrzeugs im Detail darstellt;

Fig. 4 ist ein Blockdiagramm eines GPS-Verarbeitungssystems;

Fig. 5 ist ein Diagramm, das die geometrische Beziehung zwischen dem Erdmittelpunkt, einem Fahrzeug in der Nähe der Erdoberfläche und einer Konstellation von GPS-Satelliten zeigt;

Fig. 6 ist ein Flußdiagramm, das die Schritte der Berechnung einer besten Positionsabschätzung für ein Fahrzeug darstellt;

Fig. 7 ist ein Flußdiagramm, das eine erste Methode gemäß der Erfindung darstellt, um eine präzise Positionsabschätzung unter Benutzung eines GPS-Systems mit offenem Ende zu berechnen;

Fig. 8 ist ein Flußdiagramm, das eine zweite Methode gemäß der Erfindung darstellt, um eine präzise Positionsabschätzung unter Benutzung eines GPS-Systems mit offenem Ende zu berechnen; und

Fig. 9 ist ein Flußdiagramm, das ein erfindungsgemäßes Verfahren darstellt, um eine präzise Positionsabschätzung unter Benutzung eines differentiellen GPS-Systems zu berechnen.

Beschreibung des bevorzugten Ausführungsbeispiels

Die vorliegende Erfindung wird nun unter Bezugnahme auf die Figuren beschrieben, wobei gleiche Bezugszeichen, gleiche Elemente/Schritte bezeichnen.

Die Erfindung ist ein Verfahren und eine Vorrichtung, um die Richtigkeit (Integrität) der Positionsdaten, die von einem satellitengestützten Navigationssystem empfangen werden, zu überwachen. In dem bevorzugten Ausführungsbeispiel, wird das NAVSTAR globale Positionierungssystem (GPS) benutzt. Wie oben diskutiert wurde und wie in Fig. 1 dargestellt ist, schließt das NAVSTAR GPS einundzwanzig betriebsbereite Satelliten 102 ein, die die Erde in sechs Orbits 104 umkreisen.

Die Erfindung wird beschrieben in der Umgebung eines autonomen Fahrzeugsystems 200, wie in Fig. 2 dargestellt ist. Eine repräsentative GPS-Konstellation 202 schließt vier GPS-Satelliten 102(a)–102(d) ein, um GPS-Daten zu übertragen. Ein Fahrzeug (zum Beispiel ein autonomer Lastwagen) 210 und eine Basisstation 220 sind geeignet, um die GPS-Daten/Navigationssignale von jedem GPS-Satelliten 102 in der Konstellation zu empfangen mit Gebrauch der jeweiligen GPS-Antennen 212 und 222.

Ein GPS-Empfänger kann GPS-Navigationssignale von einem Satelliten empfangen, der sich "in Blick" des Empfängers (d. h. Sichtlinienkommunikation) befindet. Zum Beispiel "im Blick" kann definiert werden, als daß irgendein Satellit sich mindestens 10° über den Horizont befindet. Der 10-Gradwinkel sorgt für eine Pufferzone zwischen einem nützlichen im Blick befindlichen Satelliten und einem Satelliten, der gerade aus dem Blick unter dem Horizont verschwindet.

Eine "Konstellation" ist eine Gruppe von Satelliten, die von den Satelliten im Blick eines GPS-Empfängers ausgewählt wird. Zum Beispiel können vier Satelliten aus einer Gruppe von sechs im Blick eines GPS-Empfängers befindlichen Satelliten ausgewählt werden. Die vier Satelliten werden normalerweise auf Grund einer günstigen Geometrie für die Triangulierung (wie unten diskutiert wird) ausgewählt.

Die Basisstation 220 schließt einen GPS-Empfänger ein (d. h. einen Referenzempfänger, der sich an einer

bekannten festen Position befindet. Die Basisstation 220 steht mit dem Fahrzeug 210 über den Kommunikationskanal 225 in Verbindung.

Der Kommunikationskanal 225 repräsentiert die Kommunikationsverbindung zwischen der Basisstation 220 und dem Fahrzeug 210. In dem bevorzugten Ausführungsbeispiel umfaßt der Kommunikationskanal 225 Radio- sendeempfänger. Der Kommunikationskanal 225 wird benutzt, um Daten zwischen der Basisstation 220 und dem Fahrzeug 210 zu übertragen.

Das System 200 kann optional eine oder mehrere Pseudolites 230 einschließen. Ein "Pseudolite" ist ein sendendes System, das sich auf oder in der Nähe der Erdoberfläche befindet, das einen GPS-Satelliten nachahmt. Weil ein Pseudolit eine feste, bekannte Position besitzt, kann es in großem Maße die Positionsabschätzungen, die vom GPS abgeleitet werden, verbessern. Um die Diskussion hier zu vereinfachen, wird nur auf GPS-Satelliten 102 Bezug genommen. Es sollte jedoch verstanden werden, daß, wo Positionsdaten von einem Satelliten erforderlich sind, sie durch Daten eines Pseudolites ersetzt werden können.

Fig. 3 zeigt auf einer hohen Ebene ein Blockdiagramm des Systems 200 der Erfindung, einschließlich GPS-Satelliten 102, Fahrzeug 210, Basisstation 220 und Pseudolites 230; das Fahrzeug 210 schließt ein Fahrzeugpositionierungssystem (VPS) 310 und ein Navigationssystem 320 ein.

Das Fahrzeugpositioniersystem (VPS) 310

Die Aufgabe, das Fahrzeug 210 entlang eines vorgeschriebenen Pfades zu führen, macht unter anderem eine genaue Positionsabschätzung der aktuellen Position des Fahrzeugs relativ zu einem Referenzpunkt erforderlich. Ist einmal die aktuelle Position bekannt, kann man dem Fahrzeug 310 befehlen, zu seinem nächsten Bestimmungsort oder Bestimmungsrichtung fortzufahren. Das VPS 310 erlaubt, daß Positionsabschätzungen des Fahrzeugs 210 mit extremer Genauigkeit bestimmt werden.

Das VPS 310 schließt ein GPS-Verarbeitungssystem 312 und ein Bewegungspositionierungssystem (MPS) 314 ein. Das GPS-Verarbeitungssystem 312 empfängt GPS-Daten, d. h. Navigationssignale von den GPS-Satelliten 102 und berechnet eine erste Positionsabschätzung (FPE) für das Fahrzeug 210 daraus. Das MPS 314 schließt einen Fahrzeugkilometerzähler 316 und eine Trägheitsreferenzeinheit (IRU) 318 ein, die die Position des Fahrzeugs verfolgen auf Grundlage von Veränderung von einer anfangs bekannten Position. Das MPS 314 produziert (die tatsächlichen Berechnungen werden in dem VPS-Verarbeitungssystem 324 gemacht) eine zweite Positionsabschätzung für das Fahrzeug 210. Die erste Positionsabschätzung und die zweite Positionsabschätzung werden unabhängig voneinander abgeleitet.

Die erste Positionsabschätzung (vom GPS) kann als eine unabhängige Anzeige der Position des Fahrzeugs 210 benutzt werden. Ähnlich kann die zweite Positionsabschätzung (vom MPS) als eine unabhängige Anzeige der Position des Fahrzeugs 210 benutzt werden. Jedoch werden in dem bevorzugten Ausführungsbeispiel die erste und zweite Positionsabschätzung kombiniert durch das VPS-Verarbeitungssystem 324 (wie unten diskutiert wird), um eine genauere dritte oder beste Positionsabschätzung zu produzieren.

Das Navigationssystem 320

Das Navigationssystem 320 empfängt die dritte Positionsabschätzung von VPS 314. Das Navigationssystem 320 benutzt diese präzise, dritte Positionsabschätzung, um das Fahrzeug 210 genau zu navigieren.

GPS-Verarbeitungssystem 312

Das GPS-Verarbeitungssystem 312 ist das Herz des Systems 200. Mit Bezug auf Fig. 4 schließt das GPS-Verarbeitungssystem 312 ein Empfängersystem 400 und ein GPS-Prozessor 408 ein. Das Empfängersystem 400 empfängt und decodiert die Navigationssignale von den Satelliten. Der GPS-Prozessor 408 benutzt dann die Information vom Empfängersystem 400, um eine erste Positionsabschätzung zu berechnen.

Das Empfängersystem 400 schließt eine GPS-Antenne 402, einen Vorverstärker 404 und einen GPS-Empfänger 406 ein. Die Antenne 402 ist geeignet, elektromagnetische Strahlung in dem Radiobereich des Spektrums zu empfangen. Der Vorverstärker 404 verstärkt ein GPS-Navigationssignal, das von einer GPS-Antenne 402 von einem GPS-Satelliten empfangen wurde. Der GPS-Empfänger 406 ist ein Vielkanalempfänger, der die GPS-Navigationssignale decodiert und einen Pseudoabstand und eine Satellitenposition für jeden ausgewählten Satelliten produziert. Der GPS-Prozessor 408 benutzt die Pseudoabstände und Satellitenposition für eine Vielzahl von Satelliten, um eine erste Positionsabschätzung für das Fahrzeug 210 zu berechnen.

In dem bevorzugten Ausführungsbeispiel sind die Antenne 402 und der Vorverstärker 404 in einer einzigen Einheit integriert. Die kombinierte Antenne/Vorverstärker 402/404 und der Empfänger 406 sind zusammen unter der Artikel-Nr. MX4200 von Magnavox Advanced Products and Systems Co., Torrence, Kalifornien, erhältlich. Der GPS-Prozessor 408 schließt einen MC68020 Mikroprozessor ein, der von Motorola Inc., von Schaumburg, Illinois, erhältlich ist.

Der Empfänger 406 berechnet einen Pseudoabstand für jeden Satelliten wie folgt. Wie oben beschrieben, wird jedes Signal, das von einem GPS-Satelliten gesendet wird, kontinuierlich mit der exakten Zeit, zu dem das Signal gesendet wurde, codiert. Indem man den Zeitpunkt notiert, an dem das Signal am Empfänger 406 empfangen wurde, kann eine Ausbreitungszeitverzögerung berechnet werden. Diese Zeitverzögerung, wenn sie mit der Ausbreitungsgeschwindigkeit des Signals multipliziert wird ($2,9979245998 \times 10^8$ m/s) wird dem Pseudoabstand von dem sendenden Satelliten zum Empfänger geben. Wie oben diskutiert wurde, wird der Abstand eine "Pseudoabstand" genannt, weil die Empfängeruhr nicht präzise mit der GPS-Zeit synchronisiert ist (was einen Uhrenfehler verursacht) und weil die Ausbreitung durch die verschiedenen Schichten der Atmosphäre die

Geschwindigkeit, der sich ausbreitenden Signale ändert (was einen atmosphärischen Fehler verursacht).

Der GPS-Empfänger 406 kann einen Almanach benutzen, um grob die Position des Satelliten (zum Beispiel für Acquisierungszwecke) zu bestimmen. Für eine präzisere Bestimmung der Satellitenposition decodiert der Empfänger das GPS-Navigationssignal und zieht daraus ephemerische Daten. Die ephemerischen Daten zeigen die präzise Position des sendenden Satelliten an.

Der GPS-Prozessor 408 berechnet die erste Positionsabschätzung unter Benutzen der Pseudoabstände und der Satellitenpositionen von dem GPS-Empfänger 406. Dies ist unten beschrieben in Bezug auf Fig. 5.

Fig. 5 zeigt eine beispielhafte Satellitenkonstellation 202, die die GPS-Satelliten 102(a)–102(d) umfaßt, im Blick des Fahrzeugs 210. In kartesischen Koordinaten in Bezug auf den Erdmittelpunkt, befindet sich der Satellit 102(a) an der Stelle (x_1, y_1, z_1) ; der Satellit 102(b) an der Stelle (x_2, y_2, z_2) ; der Satellit 102(c) an der Stelle (x_3, y_3, z_3) ; der Satellit 102(d) an der Stelle (x_4, y_4, z_4) ; und das Fahrzeug 210 befindet sich der Stelle (U_x, U_y, U_z) .

Die kartesischen Koordinaten (x, y, z) von jedem Satelliten 102 werden von dem GPS-Empfänger 406 bestimmt unter Benutzung der ephemerischen Daten des Satelliten. Die Pseudoabstände $(PSR_1, PSR_2, PSR_3$ und $PSR_4)$ zwischen dem Fahrzeug 210 und jedem Satelliten werden von dem GPS-Empfänger 406 bestimmt, indem Übertragungszeitverzögerung benutzt werden. Ist diese Information für mindestens vier Satelliten gegeben, kann der Ort des Fahrzeugs 210 (d. h. des Empfängers 406) bestimmt werden unter Benutzen der folgenden vier Abstandsgleichungen:

$$(x_1 - U_x)^2 + (y_1 - U_y)^2 + (z_1 - U_z)^2 = (PSR_1 - B_{\text{clock}})^2 \quad (1)$$

$$(x_2 - U_x)^2 + (y_2 - U_y)^2 + (z_2 - U_z)^2 = (PSR_2 - B_{\text{clock}})^2 \quad (2)$$

$$(x_3 - U_x)^2 + (y_3 - U_y)^2 + (z_3 - U_z)^2 = (PSR_3 - B_{\text{clock}})^2 \quad (3)$$

$$(x_4 - U_x)^2 + (y_4 - U_y)^2 + (z_4 - U_z)^2 = (PSR_4 - B_{\text{clock}})^2 \quad (4)$$

wobei: $B_{\text{clock}} = B_{\text{Uhr}} =$ Uhrenfehler.

Der "Uhrenfehler" ist ein Korrekturfaktor nullter Ordnung, mit dem man versucht, für den oben diskutierten Uhrenfehler zu kompensieren.

Man beachtet, daß es vier Unbekannte in diesen Gleichungen gibt: U_x, U_y, U_z und B_{Uhr} . Man beachte ebenfalls, daß jeder Satellit eine Gleichung produziert. So haben wir vier Satelliten und vier Unbekannte, was erlaubt, daß die Gleichungen nach dem Uhrenfehler (B_{Uhr}) und der Position (U_x, U_y, U_z) das Fahrzeug 210 aufgelöst werden.

Wenn der Uhrenfehler (B_{Uhr}) eliminiert ist, dann bleiben nur drei Variablen in der Gleichung, so daß nur drei Satelliten notwendig sind, um nach der Position des Fahrzeugs 210 aufzulösen. Der Uhrenfehler kann eliminiert werden, wenn eine Hochpräzisionsuhr (zum Beispiel eine Atomuhr) in dem Empfängersystem 400 benutzt wird.

Falls der Breitengrad (L) und der Längengrad (λ) des Fahrzeugs gewünscht wird, können sie berechnet werden, indem man die folgende Gleichung benutzt:

$$\text{Breitengrad} \approx \cos^{-1} \sqrt{\frac{U_x^2 + U_y^2}{U_x^2 + U_y^2 + U_z^2}} \quad \text{Gl. 5}$$

$$\text{Längengrad} = \tan^{-1} \frac{U_y}{U_x} \quad \text{Gl. 6}$$

Man beachte, daß diese Breitengradgleichungen nur einen ungefähren Breitengrad liefert. Die Bestimmung eines exakteren Breitengrades macht erforderlich, daß ein komplexes iteratives Verfahren benutzt wird.

Das GPS-Verarbeitungssystem 312 und Kalmanfiltern

Von der Perspektive eines Benutzers ist das GPS-Verarbeitungssystem 312 der wichtigste Teil des autonomen Fahrzeugsystems 200. Das GPS-Verarbeitungssystem 312 ist verantwortlich, die Signale von jedem GPS-Satelliten zu empfangen, die optimalen Satelliten für die Verarbeitung auszuwählen, die präzise Position von jedem ausgewählten Satelliten zu bestimmen, den Pseudoabstand zu jedem Satelliten zu bestimmen und schließlich, um die Position des Empfängers abzuschätzen auf Grundlage der Satellitenpositionen und den Pseudoabständen. All dies muß gemacht werden unter Benutzung der empfangenen Daten (mit stark abgeschwächten Amplituden), die sehr oft schwer durch Rauschen verfälscht sind (einschließlich Rauschen, das von der Atmosphäre, dem Vorverstärker und dem Empfänger produziert wird). Das GPS-Verarbeitungssystem 312 verläßt sich in großem Maß auf Kalmanfiltern, um das Rauschen von den GPS-Navigationssignalen zu eliminieren. Kalmanfiltern wird in dem GPS-Prozeß 408 durchgeführt.

Der Kalmanfilter ist ein rekursiver Algorithmus nach dem Verfahren der kleinsten Quadrate, der normalerweise mit Software oder Firmware auf einem digitalen Computer (Prozessor 308) implementiert ist. In dem bevorzugten Ausführungsbeispiel nimmt der Kalmanfilter an, daß die verrauschten Signale eher diskret als kontinuierlich in ihrer Natur sind. Sowohl die Daten und das Rauschen werden in Vektorform modelliert und die

Daten werden rekursiv bearbeitet.

Ein Kalmanfilter leistet zwei Funktionen. Zuerst extrapoliert er eine Datenabschätzung aus früheren Daten. Zweitens, bringt er die extrapolierte Datenabschätzung auf den neuesten Stand und verfeinert sie auf der Grundlage von aktuellen Daten. Zum Beispiel, falls eine Fahrzeugposition p_1 und Geschwindigkeit v_1 zu einer Zeit t_1 bekannt sind, dann wird der Filter (indem er den Extrapolationsschritt ausführt) p_1 und v_1 benutzen, um eine Position p_2 zu einer Zeit t_2 abzuschätzen. Danach (indem er den Erneuerungsschritt, indem er auf den neuesten Stand gebracht wird, ausführt), werden neu erlangte Daten einer Zeit t_2 benutzt, um die Positionsabschätzung t_2 zu verbessern. Von Daten, die in den Kalmanfilter eingespeist werden, um entweder in Extrapolation oder in den Erneuerungs-/Verfeinerungsschritten zu helfen, sagt man, daß sie den Filter "einschränken".

Kalmanfiltern ist in der Technik sehr wohl bekannt. Für eine detailliertere Diskussion über Kalmanfilter, siehe Brown, R. G., "Kalman Filtering: A Guided Tour", Iowa State University; und Kao, Min H. and Eller, Donald H., "Multiconfiguration Kalman Filter Design for High-Performance GPS Navigation", IEEE Transactions on Automatic Control, Band AC-28, Nr. 3, März 1983, von denen die relevanten Lehren hier durch die Bezugnahme aufgenommen sind.

Gewöhnlich, weil der Kalmanfilter ein linearer Filter ist, werden die oben ausgeführten Abstandsgleichungen nicht direkt gelöst, sondern zuerst linearisiert. Das heißt, die Gleichungen werden abgeleitet und die Abgleichung jeder Gleichung wird gelöst, um eine Veränderung von einer zuletzt bekannten Position zu berechnen. Zum Beispiel eine erste Positionsabschätzung zu einem Zeitpunkt t_i kann schnell von dem GPS-Prozessor 410 berechnet werden, indem man die Navigationsgleichung differenziert und nach einer Änderung in der Position ($\Delta U_x, \Delta U_y, \Delta U_z$) von einer zuletzt bekannten Fahrzeugposition (U_x, U_y, U_z) _{$i-1$} zum Zeitpunkt t_{i-1} auflöst. Dies vereinfacht im großen Maße die Lösung der Abstandsgleichung.

Als eine Alternative zu Kalmanfiltern kann eine Abschätzung nach der Methode der kleinsten Quadrate oder der am besten passenden Polynomialfit benutzt werden.

Die Basisstation 220

GPS-Daten von einer Konstellation 202 von GPS Satelliten 102 werden ebenfalls von der Basisstation 220 empfangen. Die Basisstation 220 weist ein externes oder Hostverarbeitungssystem 328 auf. Das externe Verarbeitungssystem 328 ist ähnlich dem GPS-Verarbeitungssystem 312 des Fahrzeugs 210 darin, daß es einen GPS-Empfänger enthält (zum Beispiel ein Magnavox Modell MX4818), um die Position der Basisstation in Bezug auf den Erdmittelpunkt zu bestimmen. Die Basisstation wird benutzt, um ein "differentielles GPS-System" zu realisieren.

In einem differentiellen GPS-System wird eine von GPS berechnete Position der Basisstation dazu benutzt in Verbindung mit der bekannten Position der Basisstation, um Fehler oder Abweichung zu berechnen. Indem man einen Fehler- oder Korrekturfaktor für jeden Pseudoabstand produziert, kann die Basisstation Fehler, die in der ersten Positionsabschätzung vorhanden sind, quantifizieren und korrigieren.

Die Basisstation kann Fehler auf eine Vielzahl von Arten berechnen. In dem bevorzugten Ausführungsbeispiel wird der von GPS berechnete Pseudoabstand von jedem Satelliten mit einem berechneten Abstand (d) zwischen dem Satelliten und der bekannten Position der Basisstation 220 verglichen. Die Differenz ist ein "differentieller Fehler", der von atmosphärischen und anderen Fehlern, wie oben diskutiert wurde, bewirkt wird. Die Basisstation berechnet einen Fehler für jeden Satelliten, der bei den Positionsrechnungen benutzt wird. Diese Fehler, wenn sie dem Fahrzeug über den Kommunikationskanal 225 mitgeteilt werden, können benutzt werden, um die Genauigkeit der ersten Positionsabschätzung zu verbessern.

Der Abstand (d) zwischen einem Satelliten zu einer Position (x, y, z) und einer Basisstation an einer Position (B_x, B_y, B_z) wird berechnet, indem man die Standardabstandsgleichung benutzt:

$$(x-B_x)^2 + (y-B_y)^2 + (z-B_z)^2 = d^2 \quad (7).$$

Die Position (x, y, z) des Satelliten wird aus den ephemerischen Daten des Satelliten berechnet.

Das differentielle GPS-System nimmt an, daß das Fahrzeug 210 relativ nahe zu der Basisstation 220, zum Beispiel innerhalb 40 km, sich befindet, so daß die atmosphärischen Fehler, die an der Basisstation 220 vorliegen, ungefähr dieselben sind als die atmosphärischen Fehler, die am Fahrzeug 210 vorliegen. Dies erlaubt dem Fahrzeug, die erste Positionsabschätzung des Fahrzeugs, die auf Information basiert, die an der Basisstation erzeugt wurde, zu korrigieren, d. h. die Genauigkeit zu verbessern.

Das Bewegungspositionierungssystem (MPS) 314

Wie oben diskutiert wurde, schließt das MPS 314 einen Fahrzeugkilometerzähler 316 und eine Trägheitsreferenzeinheit (IRU) 318 ein, die die Position des Fahrzeugs auf Grundlage von Veränderungen von einer anfangs bekannten Position, verfolgen. Der Fahrzeugkilometerzähler 316 produziert Daten über die Distanz oder den Abstand, der vom Fahrzeug 210 zurückgelegt wurde. Die IRU 318 umfaßt Lasergieroskop(e) 320 und Beschleunigungsmesser 322, die benutzt werden können, um Daten über Position, Geschwindigkeit, Drehung, Neigung und Gierung zu produzieren. Das MPS 314 liefert die IRU-Daten und die Kilometerzählerdaten an das VPS-Verarbeitungssystem 324. Ein MPS-Interkommunikationsprozessor 326 steuert das Format der MPS-Daten, die an das VPS-Verarbeitungssystem 324 geliefert werden. Aus diesen Daten produziert das VPS-Verarbeitungssystem 324 eine zweite Positionsabschätzung für das Fahrzeug 210.

Wie oben erwähnt wurde, kann die erste Positionsabschätzung (FPE) des GPS benutzt werden als eine unabhängige Anzeige der Position des Fahrzeugs 210. Ähnlich kann die zweite Positionsabschätzung (SPE), die aus den MPS-Daten berechnet wurde, als eine unabhängige Anzeige der Position des Fahrzeugs 210 verwendet werden. In dem bevorzugten Ausführungsbeispiel jedoch, werden die ersten und zweiten Positionsabschätzungen kombiniert durch das VPS-Verarbeitungssystem 324, um eine genauere dritte oder beste Positionsabschätzung (BPE) zu produzieren. Um dies zu erreichen, verläßt sich das VPS-System auf Kalmanfiltern und auf gewichtetes Mitteln, um optimal die Daten des GPS-Verarbeitungssystems 312 mit den Daten des MPS 314 zu kombinieren. Diese Methode, um ein BPE zu produzieren, ist in dem Flußdiagramm 600 von Fig. 6 dargestellt.

In einem Schritt 602 wird eine optimale Konstellation von Satelliten (bezeichnet "SV" für "space vehicle") SV₁-SV₄ ausgewählt. Während mindestens vier Satelliten erforderlich sind, kann eine größere Anzahl benutzt werden, um die Genauigkeit einer ersten Positionsabschätzung zu vergrößern. Die Schritte 603—607 beschäftigen sich damit, einen differentiellen Fehler für jeden Satelliten, wie oben diskutiert wurde, zu produzieren. Die Schritte 608—612 beschäftigen sich damit, unter Benutzung der GPS-Daten und der differentiellen Fehler eine genaue erste Positionsabschätzung (FPE) zu berechnen und die FPE mit einer zweiten Positionsabschätzung (SPE) des MPS 314 zu kombinieren, um eine dritte oder beste Positionsabschätzung (BPE) zu produzieren.

Die Berechnung einer differentiellen Abweichung (Fehler) an der Basisstation verläuft folgendermaßen. In einem Schritt 603 werden die ephemerischen Daten und die Abstandsdaten von jedem Satelliten empfangen. Der Pseudoabstand (PSR) zu jedem Satelliten wird in einem Schritt 604 bestimmt. Dann in einem Schritt 605 wird die Position jedes Satelliten berechnet unter Benutzung der ephemerischen Daten und der GPS-Zeit. In einem Schritt 606 wird ein Abstand oder Bereich zwischen jedem Satelliten und der Basisstation berechnet, wie oben diskutiert wurde, unter Benutzung der bekannten Position der Basis und der ephemerischen angezeigten Position jedes Satelliten. In einem Schritt 607 wird der berechnete Pseudoabstand für jeden Satelliten verglichen mit dem berechneten Abstand zwischen der Basisstation und dem entsprechenden Satelliten. Dieser Vergleich liefert einen "differentiellen Fehler" für jeden Satelliten. Die differentiellen Fehler werden an das Fahrzeug gesendet zum Gebrauch bei der Berechnung einer genauen ersten Positionsabschätzung.

Die Berechnung einer besten Positionsabschätzung am Fahrzeug verläuft folgendermaßen. In einem Schritt 608 werden die ephemerischen Daten und die Abstandsdaten von jedem Satelliten empfangen. Die Pseudoabstände (PSR's) zu jedem Satelliten werden in einem Schritt 609 bestimmt. Dann in einem Schritt 610 wird die Position jedes Satelliten berechnet unter Benutzung der ephemerischen Daten und der GPS-Zeit. In einem Schritt 611 wird eine FPE berechnet für das Fahrzeug 210, indem man die Pseudoabstände aus dem Schritt 609, die Satellitenposition aus dem Schritt 610 und die differentiellen Fehler von der Basisstation (Schritt 607) benutzt. Schließlich in einem Schritt 612 werden die zweite Positionsabschätzung vom MPS 314 und die erste Positionsabschätzung vom Schritt 611 kombiniert, um eine dritte oder beste Positionsabschätzung (BPE) für das Fahrzeug 210 zu produzieren.

In dem bevorzugten Ausführungsbeispiel werden die FPE und die SPE kombiniert, wenn man einen gewichteten Kombinerer benutzt. Weil die FPE inhärent genauer ist, wird ihr normalerweise mehr Gewicht gegeben als der SPE. Jedoch, da sowohl die FPE als auch die SPE unabhängig abgeleitet werden, kann jeder von beiden volles Gewicht gegeben werden, falls die andere verfälscht wird. Die Gewichtungsfaktoren werden zugeschrieben auf Grundlage der geschätzten jeweiligen Genauigkeiten.

Man beachte, daß die Schritte 603—607 an der Basisstation 220 durchgeführt werden, während die Schritte 608—612 gleichzeitig am Fahrzeug 210 durchgeführt werden. Falls es gewünscht wird, können die Roh-GPS-Daten (Pseudoabstände und Satellitenpositionen) von der Basisstation 220 an das Fahrzeug 210 gesendet werden. Alle Berechnungen können dann an dem Fahrzeug 210 ausgeführt werden.

Während die BPE eine ziemlich genaue Abschätzung der Fahrzeugposition ist, ist sie nicht fehlerlos. Wie oben diskutiert wurde, schließt die erste Positionsabschätzung nicht-lineare Fehler ein, die das differentielle System nicht korrigiert. Diese Fehler, die Hoch-Präzisionsabschätzungen verhindern, schließen Satellitenwackeln und atmosphärische Effekte ein.

Die vorliegende Erfindung ist ein Verfahren und ein System, um diese nicht-linearen Fehler zu modellieren und sie in den Positionsgleichungen zu berücksichtigen, so daß eine genauere Positionsabschätzung berechnet wird. Die Standardnavigationsgleichung wird modifiziert, um die Fehlerkoeffizienten α , β , γ und δ einzuschließen. α wird benutzt, um die Fehler in der x-Dimension zu modellieren, β wird benutzt, um die Fehler in der y-Dimension zu modellieren. γ wird benutzt, um die Fehler z-Dimension zu modellieren. δ wird benutzt, um die Fehler in den Pseudoabständen zu modellieren.

Weil die Fehlerquellen (die moduliert werden zum Benutzen von α , β , γ , und δ zufällig in ihrer Natur sind, werden sie alle Null als Mittelwert haben und über die Zeit unvorhersagbar sein. Jedoch über eine kurze Periode erwartet man, daß die Fehlerkoeffizienten Trends folgen, die charakterisiert werden können. Es sind diese Trends, die von den Fehlerkoeffizienten modelliert werden. Im wesentlichen tragen die Fehlerkoeffizienten den Fehler von jedem Satelliten in der Konstellation über zu einem Fehler in die Fahrzeugposition. Zum Beispiel die Fehler in der x-Richtung für jeden Satelliten werden zusammen gemittelt und als ein einziger Fehler in der x-Richtung der Fahrzeugposition repräsentiert. So haben die Fehlerkoeffizienten eine Bedeutung nur in der besonderen Konstellation (zum Beispiel die vier ausgewählten Satelliten), für die sie berechnet wurden.

Die Koeffizienten α , β , γ , und δ modellieren die Satellitenfehler linear, jedoch werden sie nicht-linear, wenn sie in der Abstandsgleichung quadriert werden:

$$(x_i - \alpha U_x)^2 + (y_i - \beta U_y)^2 + (z_i - \gamma U_z)^2 = (\delta \text{PSR}_i - B_{\text{clock}})^2 \quad (8)$$

Der Uhrenfehler (B_{Uhr}) wurde in diese Gleichung aufgenommen, um der Stationenstandsverschiebung (steady state offset) Rechnung zu tragen in einem Pseudoabstand, der durch ein Uhren- oder Clock- oder Takt-differential verursacht wurde. Der δ -Koeffizient wird irgendwelche nichtlinearen Pseudoabstandsstörungen korrigieren.

In der Gleichung 8 werden die Fehlerkoeffizienten α , β , γ , und δ multipliziert mit den Fahrzeugpositionskoordinaten und dem Pseudoabstand, um nicht-lineare Fehler zu kompensieren. In einem alternativen Ausführungsbeispiel der Erfindung können Fehlersummanden (nicht Koeffizienten) addiert oder abgezogen werden von den jeweiligen Fahrzeugpositionskoordinaten und dem Pseudoabstand. Dies ist in Gleichung 9 dargestellt:

$$(x_i - U_x - \alpha)^2 + (y_i - U_y - \beta)^2 + (z_i - U_z - \gamma)^2 = (\text{PSR}_i - \delta - B_{\text{clock}})^2 \quad (9)$$

Typischerweise, wenn man eine GPS-Positionsberechnung durchführt, müssen Werte für vier Variable bestimmt werden. Diese schließen die Fahrzeugpositionskoordinaten U_x , U_y und U_z und den Uhrenfehler ein. Mit der vorliegenden Erfindung müssen Werte für vier zusätzliche Variablen berechnet werden. Diese schließen die Fehlerkoeffizienten α , β , γ , und δ ein. So müssen Werte für eine Gesamtsumme von acht Variablen berechnet werden. Eine Lösung für die acht Unbekannten kann auf eine Vielzahl von Arten berechnet werden. Die Lösungen können ein GPS-System mit offenem Ende (ohne die Basisstation 220) oder ein differentielles GPS-System (mit der Basisstation 220) benutzen. Beide Anwendungen werden im Detail unten diskutiert.

Das GPS-System mit offenem Ende

In einer ersten Anwendung für die Erfindung wird ein nicht differentielles GPS-System (mit offenem Ende) benutzt. In einem ersten Ausführungsbeispiel für diese Anwendung werden acht Satelliten (SV_i , wobei $i = 1 \rightarrow 8$) im Zusammenhang mit Gleichung 8 benutzt werden, um acht Abstandsgleichungen zu erzeugen. Diese Gleichungen werden dann benutzt, um nach U_x , U_y , U_z , α , β , γ , δ und dem Uhrenfehler aufzulösen. Während dieses erste Ausführungsbeispiel geradewegs eine Lösung für das Problem darstellt, wird eine Konstellation, die acht Satelliten umfaßt, nicht immer in dem NAVSTAR GPS verfügbar sein. So kann diese Lösung nicht praktikabel für alle Systeme sein.

In einem zweiten Ausführungsbeispiel werden die Fehlerkoeffizienten berechnet, indem man nur sechs Satelliten (SV_i , wobei $i = 1 \rightarrow 6$) benutzt. Dieses Verfahren ist in einem Flußdiagramm 700, das in Fig. 7 gezeigt ist, dargestellt. In einem Schritt 702 wird eine Anfangspositionsabschätzung (PE) berechnet unter Benutzung von Daten von vier Satelliten (zum Beispiel SV_1 , SV_2 , SV_3 und SV_4) und den folgenden Gleichungen:

$$(x_1 - U_x)^2 + (y_1 - U_y)^2 + (z_1 - U_z)^2 = (\text{PSR}_1 - B_{\text{clock}})^2 \quad (10)$$

$$(x_2 - U_x)^2 + (y_2 - U_y)^2 + (z_2 - U_z)^2 = (\text{PSR}_2 - B_{\text{clock}})^2 \quad (11)$$

$$(x_3 - U_x)^2 + (y_3 - U_y)^2 + (z_3 - U_z)^2 = (\text{PSR}_3 - B_{\text{clock}})^2 \quad (12)$$

$$(x_4 - U_x)^2 + (y_4 - U_y)^2 + (z_4 - U_z)^2 = (\text{PSR}_4 - B_{\text{clock}})^2 \quad (13)$$

Als nächstes in einem Schritt 704 werden Werte für α , β , γ , und δ berechnet, indem man die Anfangs-PE (U_x , U_y , U_z) und B_{Uhr} , die im Schritt 702 berechnet wurden, Daten von den Satelliten SV_3 , SV_4 , SV_5 und SV_6 und den folgenden Gleichungen verwendet:

$$(x_3 - \alpha U_x)^2 + (y_3 - \beta U_y)^2 + (z_3 - \gamma U_z)^2 = (\delta \text{PSR}_3 - B_{\text{clock}})^2 \quad (14)$$

$$(x_4 - \alpha U_x)^2 + (y_4 - \beta U_y)^2 + (z_4 - \gamma U_z)^2 = (\delta \text{PSR}_4 - B_{\text{clock}})^2 \quad (15)$$

$$(x_5 - \alpha U_x)^2 + (y_5 - \beta U_y)^2 + (z_5 - \gamma U_z)^2 = (\delta \text{PSR}_5 - B_{\text{clock}})^2 \quad (16)$$

$$(x_6 - \alpha U_x)^2 + (y_6 - \beta U_y)^2 + (z_6 - \gamma U_z)^2 = (\delta \text{PSR}_6 - B_{\text{clock}})^2 \quad (17)$$

Die Werte für α , β , γ , und δ werden dann in die Gleichungen für die Satelliten SV_1 , SV_2 , SV_3 und SV_4 in einem Schritt 705 eingesetzt. Dies resultiert in den Gleichungen:

$$(x_1 - \alpha U_x)^2 + (y_1 - \beta U_y)^2 + (z_1 - \gamma U_z)^2 = (\delta \text{PSR}_1 - B_{\text{clock}})^2 \quad (18)$$

$$(x_2 - \alpha U_x)^2 + (y_2 - \beta U_y)^2 + (z_2 - \gamma U_z)^2 = (\delta \text{PSR}_2 - B_{\text{clock}})^2 \quad (19)$$

$$(x_3 - \alpha U_x)^2 + (y_3 - \beta U_y)^2 + (z_3 - \gamma U_z)^2 = (\delta \text{PSR}_3 - B_{\text{clock}})^2 \quad (20)$$

$$(x_4 - \alpha U_x)^2 + (y_4 - \beta U_y)^2 + (z_4 - \gamma U_z)^2 = (\delta \text{PSR}_4 - B_{\text{clock}})^2 \quad (21)$$

Aus diesen modifizierten Gleichungen für die Satelliten SV_1 , SV_2 , SV_3 und SV_4 wird eine neue PE (U_x , U_y , U_z) in einem Schritt 708 berechnet.

In einem Schritt 710 wird die neue PE (von einem Schritt 708) mit der Anfangs-PE (von einem Schritt 702) verglichen. Falls der Unterschied zwischen den beiden PE's weniger oder gleich einer vorherbestimmten

Schwelle ist, dann enden die Berechnungen am Schritt 712. Falls jedoch der Unterschied größer als die vorherbestimmte Schwelle ist, dann schreitet das Verfahren weiter zu einem Schritt 714.

Im Schritt 714 werden die anfängliche PE und die neue PE gemittelt, um eine mittlere PE zu produzieren. Das Verfahren kehrt dann zum Schritt 704 zurück, wo die mittlere PE benutzt wird, um erneut die Fehlerkoeffizienten zu berechnen. So ist das Verfahren 700 ein iterativer Prozeß, der so lang wiederholt wird, bis die Differenz zwischen dem neuen PE und der Anfangs PE (oder mittleren PE) weniger oder gleich einer vorherbestimmten Schwelle ist. Wenn das Verfahren sich wiederholt, werden alle aufeinanderfolgend berechneten PE's gemittelt, um die mittlere PE in einem Schritt 714 zu berechnen.

Die vorherbestimmte Schwelle wird ausgewählt, um eine gewünschte Genauigkeit für die PE zu erreichen. Wenn sich die Schwelle der Null nähert, wird die Genauigkeit der PE sich erhöhen. Jedoch ist der Preis für die größere Genauigkeit eine erhöhte Anzahl von Iterationen der Schritte 704, 706, 708, 710 und 714. Dies hat eine erhöhte Rechenzeit zur Folge.

Als eine Alternative zum Schritt 714, wo eine mittlere PE berechnet wurde, kann die anfängliche PE auf den Wert der neuen PE gesetzt werden und die neue PE kann dazu benutzt werden, in einem Schritt 704 erneut die Fehlerkoeffizienten zu berechnen. Jedoch wird diese Alternative mehr Iterationen erforderlich machen, um an der idealen Positionsabschätzung zu konvergieren.

In jedem der hier diskutierten Ausführungsbeispiele kann eine präzise Zeitreferenz, wie zum Beispiel eine Atomuhr, in dem Empfänger 406 benutzt werden. Dies wird den Uhrenfehler aus den Berechnungen eliminieren und präzise Positionsabschätzungen mit einem Satelliten weniger erlauben. Zum Beispiel in dem direkt oben diskutierten Ausführungsbeispiel müssen nur fünf Satelliten benutzt werden, um eine präzise Positionsabschätzung zu berechnen. In diesem Fall könnte der Schritt 702 Daten von den Satelliten SV₁, SV₂ und SV₃ benutzen und der Schritt 704 könnte Daten von den Satelliten SV₂, SV₃, SV₄ und SV₅ benutzen.

Alternativ kann der Uhrfehlerfaktor (B_{Uhr}) aus den Positionsrechnungsgleichungen eliminiert werden und in den δ Fehlerkoeffizient aufgenommen werden. In diesem Fall wird der δ Fehlerkoeffizient für den Uhrenfehler kompensiert. Dieser Ansatz würde ebenfalls einen Satelliten weniger für die Positionsberechnung bedeuten. Jedoch kann der δ Fehlerkoeffizient nicht einheitlich ein festes Uhrendifferential kompensieren, indem man einen konstanten Wert mit sich ändernden Pseudoabstandswerten multipliziert. So müßte ein Wert für δ ausgewählt werden, der einen Kompromiß von dem idealen Wert ist. Aus diesem Grund ist dieser Ansatz nicht bevorzugt.

In der bevorzugten Implementierung dieses Ausführungsbeispiels wird die anfängliche PE, die im Schritt 702 berechnet wurde, tatsächlich eine beste Positionsabschätzung (BPE) sein. Dies wird eine genauere Anfangspositionsabschätzung produzieren, die ihrerseits dem Verfahren 700 erlaubt, auf eine Lösung schneller zu konvergieren. Tatsächlich sind irgendwelche zusätzlichen Einschränkungen, die die Konvergenz einer Lösung unterstützen, erwünscht, weil die Lösung für die Fehlerkoeffizienten einen massiven Betrag von Rechnen mit sich bringt, was sehr schnell durchgeführt werden muß, um die notwendige Positionsinformation an ein Fahrzeug zu liefern. Diese zusätzlichen Einschränkungen können zum Beispiel Daten einschließen von: einem Laserabtastr- oder -reichweitensystem, das Laserziele mit bekannten festen Positionen besitzt, eine Basisstation, eine Pseudolite und/oder einer Fahrzeuggeschwindigkeitsmessung.

Das Auflösen nach den Fehlerkoeffizienten (α , β , γ , und δ) in den Gleichungen von Schritt 704 kann sehr komplex werden. Ein Beispiel einer Lösung unter Benutzung von Störungstheorie folgt. Man beachtet, daß für die Vereinfachung der Diskussion kein Uhrenfehler in die Berechnungen eingeschlossen ist.

Man repräsentiere jeden Satelliten SV_i mit der folgenden generischen Gleichung:

$$(x_i - \alpha U_x)^2 + (y_i - \beta U_y)^2 + (z_i - \gamma U_z)^2 = \delta PSR_i^2 \quad (22)$$

Ersetze $\alpha = 1 - \epsilon_x$, $\beta = 1 - \epsilon_y$, $\gamma = \epsilon_z$ und $\delta = 1 - \epsilon_p$ (man beachte, daß ϵ_x , ϵ_y , ϵ_z und ϵ_p ungefähr gleich 0 sind), um zu erhalten:

$$(x_i - U_x + \epsilon_x U_x)^2 + (y_i - U_y + \epsilon_y U_y)^2 + (z_i - U_z + \epsilon_z U_z)^2 = (PSR_i - \epsilon_p)^2 \quad (23)$$

Falls diese Gleichung entwickelt wird und die Ausdrücke $(\epsilon_x U_x)^2$, $(\epsilon_y U_y)^2$, $(\epsilon_z U_z)^2$ und $(\epsilon_p PSR_i)^2$ als sehr klein angenommen werden verglichen mit den Ausdrücken $(x_i - U_x)$, $(y_i - U_y)$, $(z_i - U_z)$ und PSR_i^2 angenommen wird, dann können die Ausdrücke $(\epsilon_x U_x)^2$, $(\epsilon_y U_y)^2$, $(\epsilon_z U_z)^2$ und $(\epsilon_p PSR_i)^2$ vernachlässigt werden. Das ergibt:

$$(x_i - U_x)^2 - 2\epsilon_x(x_i - U_x) + (y_i - U_y)^2 - 2\epsilon_y U_y(y_i - U_y) + (z_i - U_z)^2 - 2\epsilon_z U_z(z_i - U_z) = (PSR_i)^2 - 2(PSR_i)^2 \epsilon_p \quad (24)$$

Als nächstes definiere $F_i = (x_i - U_x)^2 + (y_i - U_y)^2 + (z_i - U_z)^2$ und setze das in die obige Gleichung ein, um zu erhalten:

$$\frac{F_i}{2} - \epsilon_x U_x(x_i - U_x) - \epsilon_y U_y(y_i - U_y) - \epsilon_z U_z(z_i - U_z) + \epsilon_p(PSR_i)^2 = 0 \quad (25)$$

Sind die vier Satelliten (SV₂, SV₃, SV₄ und SV₅) aus dem oben diskutierten Schritt 704 gegeben, kann diese Gleichung dazu benutzt werden, um die folgenden vier Gleichungen zu produzieren:

$$\frac{F_2}{2} - \epsilon_x U_x(x_2 - U_x) - \epsilon_y U_y(y_2 - U_y) - \epsilon_z U_z(z_2 - U_z) + \epsilon_p(PSR_2)^2 = 0 \quad (26)$$

$$\frac{F_3}{2} - \varepsilon_x U_x(x_3 - U_x) - \varepsilon_y U_y(y_3 - U_y) - \varepsilon_z U_z(z_3 - U_z) + \varepsilon_p (PSR_3)^2 = 0 \quad (27)$$

$$\frac{F_4}{2} - \varepsilon_x U_x(x_4 - U_x) - \varepsilon_y U_y(y_4 - U_y) - \varepsilon_z U_z(z_4 - U_z) + \varepsilon_p (PSR_4)^2 = 0 \quad (28)$$

$$\frac{F_5}{2} - \varepsilon_x U_x(x_5 - U_x) - \varepsilon_y U_y(y_5 - U_y) - \varepsilon_z U_z(z_5 - U_z) + \varepsilon_p (PSR_5)^2 = 0 \quad (29)$$

Diese vier Gleichungen werden dann durch Ersetzung nach ε_x , ε_y , ε_z und ε_p aufgelöst.

Ein spezifisches, numerisches Beispiel von der Verbesserung der Präzision einer Positionsabschätzung, die durch die Erfindung erreicht werden kann, wird unten geliefert. Die Berechnungen wurden auf einem Allzweck-computer durchgeführt, indem man ein mathematisches Programm (math spreadsheet program) benutzt. Die ideale Fahrzeugposition (U_x , U_y , U_z) ist (1, 2, 3). Die fünf Satelliten, die für das Beispiel benutzt werden, haben die folgenden Positionen und Pseudoabstände:

Satellit Nr.	x	y	u	PSR ²
1	2	3	4	3
2	5	5	5	29
3	6	6	6	50
4	3	4	5	12
5	4	5	6	27

Falls der Pseudoabstand (PSR_2) für den Satelliten Nr. 2 mit einem 0,0001%igen Fehler (d. h. $PSR_2^2 = 29,00003$) gestört wird, dann wird sich die ergebende Fahrzeugpositionsabschätzung (Schritt 702) für das Fahrzeug von (1, 2, 3) auf (1,002182; 1,995608; 3,002225) für das Fahrzeug verändern. Dies repräsentiert einen Positionierungsfehler von (0,218%; -0,220%; 0,074%) in der x-, bzw. y- bzw. -Richtung.

Falls die Daten der Satelliten Nr. 2, Nr. 3, Nr. 4 und Nr. 5 in Verbindung mit der Anfangspositionsabschätzung benutzt werden, um Werte zu berechnen (Schritt 704) für die Fehlerkoeffizienten, erhält man die folgenden Werte:

$$\begin{aligned} \varepsilon_x &= 0,00439 \\ \varepsilon_y &= -0,00440 \\ \varepsilon_z &= 0,00147 \\ \varepsilon_p &= -2,4 \times 10^{-6} \end{aligned}$$

Man erinnere sich daran, daß $\alpha = 1 - \varepsilon_x$, $\beta = 1 - \varepsilon_y$, $\gamma = 1 - \varepsilon_z$ und $\delta = 1 - \varepsilon_p$ gilt. Die Werte von α , β , γ , und δ können dann benutzt werden, um erneut die Fahrzeugposition zu berechnen (Schritte 706 und 708) unter Benutzung der Daten der Satelliten Nr. 1, Nr. 2 und Nr. 3, um eine verfeinerte Fahrzeugposition zu produzieren. Dies hat eine verfeinerte Fahrzeugposition von (0,9987; 2,0025; 2,9987) zur Folge. Die verfeinerte Fahrzeugposition schließt einen Fehler von (-0,1253%; 0,1269%; -0,0443%) für die x-, y- bzw. z-Richtungen ein.

Man vergleiche den Fehler in der Anfangsposition mit dem Fehler in der verfeinerten Position. Man beachte, daß der Fehler sinusförmig variiert, wenn er auf die Idealposition konvergiert. Mit zusätzlichen Iterationen wird die Lösung auf der idealen Position konvergieren. Jedoch ist eine effizientere Methode des Konvergierens auf der Ideallösung, die mittlere Positionsabschätzung zu finden. Zum Beispiel der Durchschnitt oder Mittelwert der Anfangspositionsabschätzung der verfeinerten Positionsabschätzung wird eine mittlere Positionsabschätzung von (1,004; 1,991; 3,0004) produzieren. Diese mittlere Positionsabschätzung spiegelt einen Fehler von der idealen Position von (0,0464%; -0,0463%; 0,0150%) in der x-, bzw. y- bzw. z-Richtung wieder. So hat die Erfindung eine 80%ige Verringerung im Positionsfehler ergeben. Mitteln der Positionsabschätzungen von zusätzlichen sukzessiven Iterationen der Methode 700 werden in einer weiteren Zunahme in der Präzision der letzten Positionsabschätzung resultieren.

Fehler in den ephemerischen Daten (d. h. Satellitenposition) werden sich auf den Effekt entsprechend dem Pseudoabstand auswerten. Deshalb können alle Satellitenfehler effektiv als eine Pseudoabstandstörung modelliert werden. Man beachte, daß das oben fortgeführte Beispiel eine Störung von nur einem Pseudoabstand einschließt. Falls die Daten von mehr als einem Satelliten gestört werden, wird das Verfahren der Erfindung

fortfahren, eine Anwendung zu haben. Jedoch eine größere Anzahl von Iterationen kann benötigt werden, um eine gewünschte Zunahme der Positionierungsgenauigkeit zu erreichen.

In einem dritten Ausführungsbeispiel der Erfindung werden nur vier Satelliten benötigt, um eine präzise Fahrzeugpositionsabschätzung zu berechnen. Dies ist in der Methode 800 von Fig. 8 dargestellt. In einem Schritt 802 werden GPS-Navigationssignale am Fahrzeug 210 zu einer Zeit t_1 von mindestens vier Satelliten empfangen. Zu einer Zeit t_1 befindet sich das Fahrzeug in einer Position $P_1 (U_x, U_y, U_z)$. Ähnlich in einem Schritt 804 werden GPS-Navigationssignale am Fahrzeug 210 zu einer Zeit t_2 empfangen. Zur Zeit t_2 befindet sich das Fahrzeug an einer Position P_2 , wobei $P_2 = P_1 + \Delta t \cdot v = (U_x + \Delta t \cdot v_x, U_y + \Delta t \cdot v_y, U_z + \Delta t \cdot v_z)$. Δt ist gleich $t_2 - t_1$. v ist gleich der Durchschnittsgeschwindigkeit des Fahrzeugs, wenn es zwischen P_1 und P_2 sich fortbewegt. Die x-, y- und z-Komponenten der Geschwindigkeit (v_x, v_y, v_z) können genau aus der Phase der Trägerwelle der GPS-Navigationssignale bestimmt werden, indem man akkumulierte Delta-Bereichstechniken benutzt, wie es in der Technik bekannt ist.

In einem Schritt 806 werden die Navigationsdaten von den Schritten 802 und 804 benutzt, um Werte für die Fehlerkoeffizienten α, β, γ , und δ und eine präzise Position des Fahrzeugs zu berechnen. Die Berechnung kann ausgeführt werden zum Beispiel unter Benutzung der folgenden acht Gleichungen:

$$(x_1 - \alpha U_x)^2 + (y_1 - \beta U_y)^2 + (z_1 - \gamma U_z)^2 = (\delta \text{PSR}_1 - B_{\text{clock}})^2 \quad (30)$$

$$(x_2 - \alpha U_x)^2 + (y_2 - \beta U_y)^2 + (z_2 - \gamma U_z)^2 = (\delta \text{PSR}_2 - B_{\text{clock}})^2 \quad (31)$$

$$(x_3 - \alpha U_x)^2 + (y_3 - \beta U_y)^2 + (z_3 - \gamma U_z)^2 = (\delta \text{PSR}_3 - B_{\text{clock}})^2 \quad (32)$$

$$(x_4 - \alpha U_x)^2 + (y_4 - \beta U_y)^2 + (z_4 - \gamma U_z)^2 = (\delta \text{PSR}_4 - B_{\text{clock}})^2 \quad (33)$$

$$(x_1 - \alpha U_x - v_x \cdot \Delta t)^2 + (y_1 - \beta U_y - v_y \cdot \Delta t)^2 + (z_1 - \gamma U_z - v_z \cdot \Delta t)^2 = (\delta \text{PSR}_1 - B_{\text{clock}})^2 \quad (34)$$

$$(x_2 - \alpha U_x - v_x \cdot \Delta t)^2 + (y_2 - \beta U_y - v_y \cdot \Delta t)^2 + (z_2 - \gamma U_z - v_z \cdot \Delta t)^2 = (\delta \text{PSR}_2 - B_{\text{clock}})^2 \quad (35)$$

$$(x_3 - \alpha U_x - v_x \cdot \Delta t)^2 + (y_3 - \beta U_y - v_y \cdot \Delta t)^2 + (z_3 - \gamma U_z - v_z \cdot \Delta t)^2 = (\delta \text{PSR}_3 - B_{\text{clock}})^2 \quad (36)$$

$$(x_4 - \alpha U_x - v_x \cdot \Delta t)^2 + (y_4 - \beta U_y - v_y \cdot \Delta t)^2 + (z_4 - \gamma U_z - v_z \cdot \Delta t)^2 = (\delta \text{PSR}_4 - B_{\text{clock}})^2 \quad (37)$$

Diese acht Gleichungen erlauben die Lösung von Werten für die acht Unbekannten: $\alpha, \beta, \gamma, \delta, U_x, U_y, U_z$ und B_{Uhr} . Man beachte, daß die Gleichungen 30–33 Satellitenpositionen benutzen (zum Beispiel x_1, y_1, z_1) und Pseudoabstände (z. B. PSR_1) zum Zeitpunkt t_1 , während die Gleichungen 34–37 Satellitenpositionen (zum Beispiel x_1, y_1, z_1) und Pseudoabstände (zum Beispiel PSR_1) zum Zeitpunkt t_2 benutzen. So werden die Variablen, die benutzt werden, um die Satellitenpositionen und die Pseudoabstände in den ersten vier Gleichungen zu repräsentieren, verschiedene Werte als in den zweiten vier Gleichungen besitzen, weil sie zu verschiedenen Zeiten aufgenommen wurden.

Sind einmal die Fehlerkoeffizienten berechnet, können sie an der nächsten Zeit t_n benutzt werden, um eine präzise Positionsabschätzung für das Fahrzeug oder Benutzung dieser vier Satelliten zu berechnen. Dies ist im Schritt 808 dargestellt. Es wird angenommen, daß die Werte der Fehlerkoeffizienten, die auf diese Weise berechnet wurden, benutzt werden können, um die Genauigkeit der ersten Positionsabschätzungen für eine Zeitdauer in dem Bereich von einigen Minuten bis so lang, als wie die ausgewählte Konstellation der vier Satelliten sich im Blick befindet, erhöht werden kann. Danach werden die Schritte 802–806 wiederholt werden, um neue Werte für die Fehlerkoeffizienten zu berechnen.

Alternativ kann der Schritt 808 ausgelassen werden und die Schritte 802–806 können wiederholt werden für jede Fahrzeugpositionsberechnung. Die Fehlerkoeffizienten werden kontinuierlich zu jeder Zeit berechnet, wenn eine erste Positionsabschätzung berechnet wird. Dies hat das kontinuierliche Verbessern der Fehlerkoeffizienten und im Ergebnis eine genauere erste Positionsabschätzung zur Folge. Falls es gewünscht wird, kann ein Kalmanfilter benutzt werden, um die Fehlerkoeffizienten zu glätten.

Es wird vorweggenommen, daß die Erfindung, die durch die oben ausgeführten Ausführungsbeispiele dargelegt worden ist, Positionsabschätzungen liefern wird, die genau innerhalb eines Bruchteils eines Meters sind, ohne die Benutzung einer Basisstation.

Ein differentielles GPS-System

Eine Basisstation 220 wird oft verfügbar sein zum Gebrauch in den Fahrzeugpositionsberechnungen. Eine Basisstation kann die Genauigkeit für die Lösung der Fehlerkoeffizienten α, β, γ , und δ vereinfachen und verbessern. Zum Beispiel kann die Basisstation 220 Navigationssignale von fünf Satelliten (SV_1, SV_2, SV_3, SV_4 und SV_5) empfangen. Die Pseudoabstände und die Satellitenpositionen von diesen fünf Satelliten können dann im Zusammenhang mit der bekannten Position der Basisstation 220 benutzt werden, um die fünf Gleichungen nach $\alpha, \beta, \gamma, \delta$ und B_{Uhr} aufzulösen. Die Fehlerkoeffizienten können dann an das Fahrzeug über eine Radioverbindung gesendet werden zum Gebrauch beim Verbessern der Genauigkeit der Positionsbestimmung für das Fahrzeug. Das Fahrzeug kann dann seine Position berechnen mit Benutzung von mindestens vier der fünf Satelliten, die von der Basisstation benutzt werden und die Fehlerkoeffizienten, die von der Basisstation empfangen werden.

Dies ist in Fig. 9 dargestellt. In einem Schritt 902 werden die ephemerischen Daten und die Abstandsdaten von

jedem Satelliten 102 an der Basisstation 220 empfangen. Der Pseudoabstand (P) zu jedem Satelliten wird in einem Schritt 904 bestimmt. Dann in einem Schritt 906 wird die Position jedes Satelliten berechnet unter Benutzung der ephemerischen Daten und der GPS-Zeit. In einem Schritt 908 werden die Pseudoabstände, die Satellitenpositionen und die bekannte Position (B_x, B_y, B_z) der Basisstation benutzt, um Werte für den Uhrenfehler und die Fehlerkoeffizienten α, β, γ , und δ zu berechnen unter Benutzung der folgenden Gleichungen:

$$(x_1 - \alpha B_x)^2 + (y_1 - \beta B_y)^2 + (z_1 - \gamma B_z)^2 = (\delta PSR_1 - B_{\text{clock}})^2 \quad (38)$$

$$(x_2 - \alpha B_x)^2 + (y_2 - \beta B_y)^2 + (z_2 - \gamma B_z)^2 = (\delta PSR_2 - B_{\text{clock}})^2 \quad (39)$$

$$(x_3 - \alpha B_x)^2 + (y_3 - \beta B_y)^2 + (z_3 - \gamma B_z)^2 = (\delta PSR_3 - B_{\text{clock}})^2 \quad (40)$$

$$(x_4 - \alpha B_x)^2 + (y_4 - \beta B_y)^2 + (z_4 - \gamma B_z)^2 = (\delta PSR_4 - B_{\text{clock}})^2 \quad (41)$$

$$(x_5 - \alpha B_x)^2 + (y_5 - \beta B_y)^2 + (z_5 - \gamma B_z)^2 = (\delta PSR_5 - B_{\text{clock}})^2 \quad (42)$$

Da man für den Uhrenfehler in den Gleichungen Rechnung tragen muß, werden fünf Satelliten benötigt, um nach den Fehlerkoeffizienten aufzulösen.

Sind einmal die Werte für die Fehlerkoeffizienten berechnet, werden die Fehlerkoeffizienten an das Fahrzeug übertragen in einem Schritt 910 über den Kommunikationskanal 225.

Gleichzeitig mit der Ausführung der Schritte 902, 904, 906 an der Basisstation 220 werden die entsprechenden Schritte 903, 905, 907 an dem Fahrzeug 210 ausgeführt. Nur vier der fünf Satelliten brauchen an dem Fahrzeug verwendet werden. Jedoch können alle fünf Satelliten benutzt werden für eine bessere Genauigkeit. Nach dem Empfang der Fehlerkoeffizienten von der Basisstation kann das Fahrzeug eine präzise Positionsabschätzung in einem Schritt 909 berechnen (zum Beispiel unter Benutzung der oben angegebenen Gleichungen 30–33).

Ebenso bei den anderen Ausführungsbeispielen, die hier beschrieben werden, gilt, wenn Präzisionsuhren verwendet werden, können die Uhrenfehler aus den Berechnungen entfernt werden und nur vier Satelliten werden benötigt, um genau eine Fahrzeugposition zu berechnen unter Benutzung eines differentiellen GPS-Systems.

Die Erfindung kann ebenfalls benutzt werden als eine Methode, um die Genauigkeit von berechneten Positionsabschätzungen zu messen. Das heißt, falls eine berechnete Fahrzeugposition genau ist, dann werden die α, β, γ , und δ -Koeffizienten sich der Eins nähern (d. h. das $\epsilon_x, \epsilon_y, \epsilon_z$ und ϵ_p Koeffizienten werden jeder sehr nah an Null sein). Jede Abweichung von Eins stellt einen Fehler von der präzisen Position dar.

Noch eine andere Anwendung für die Erfindung ist die optimalen Satelliten in der Konstellation auszuwählen zur Benutzung in der Berechnung einer PE. Zum Beispiel, falls acht Satelliten in einer Konstellation anwesend sind, dann sind siebzig mögliche Kombinationen von vier Satelliten verfügbar zum Gebrauch in den PE-Berechnungen. Die α, β, γ , und δ Koeffizienten können für jede mögliche Kombination berechnet werden, um zu bestimmen, welche Kombination den kleinsten Positionsfehler produziert (d. h. die Koeffizienten, die am nächsten bei der Eins sind).

Noch eine weitere Anwendung für die Erfindung ist eng verwandt mit der unmittelbar oben diskutierten. Indem man jede der Permutationen von möglichen Satellitenkombinationen benutzt, kann ein Durchschnittswert für jeden Fehlerkoeffizienten berechnet werden. Diese Durchschnittswerte können dann benutzt werden bei der Berechnung einer Fahrzeugposition.

Während die Erfindung besonders aufgezeigt und beschrieben wurde in Bezug auf einige bevorzugte Ausführungsbeispiele davon, wird von dem Fachmann verstanden werden, daß verschiedene Abänderungen in Form und Detail darin gemacht werden können, ohne von dem Geist und Geltungsbereich der Erfindung abzuweichen.

Zusammenfassend sieht die Erfindung folgendes vor: Die Genauigkeit einer Positionsabschätzung, die unter Benutzung eines satellitengestützten Navigationssystems erzeugt wird, wird verbessert, indem man für nicht lineare Fehler in den Fahrzeugpositionsrechnungen Rechnung trägt. Die Standardnavigationsgleichung wird modifiziert, um Fehlerkoeffizienten α, β, γ , und δ einzuschließen. α wird benutzt, um Fehler in der x-Dimension zu modulieren. β wird benutzt, um Fehler in der y-Dimension zu modulieren. γ wird benutzt, um Fehler in der z-Dimension zu modulieren. δ wird benutzt, um Fehler in den Pseudoabständen zu modulieren. Die Fehlerkoeffizienten können berechnet werden unter Benutzung eines GPS-Systems mit offenem Ende oder eines GPS-differentiellen GPS-Systems. Die Fehlerkoeffizienten können in der realen Zeit berechnet werden und für eine Periode danach benutzt werden. Einmal berechnet, können die Fehlerkoeffizienten als Faktoren in die Berechnung einer Fahrzeugpositionsabschätzung für gesteigerte Präzision eingehen.

Bezugszeichenliste

- Fig. 3:
 102 GPS Satelliten
 210 Fahrzeug
 220 Basis Station
 230 Pseudolite(s)
 310 Fahrzeugpositionierungssystem (VPS)
 312 GPS Verarbeitungssystem
 314 Bewegungspositionierungssystem (MPS)
 316 Fahrzeugkilometerzähler

318 Trägheitsreferenzeinheit (RU)
 320 Gyroskope
 322 Beschleunigungsmesser
 324 VPS Verarbeitungssystem
 5 326 MPS Interkommunikationsprozessor
 328 Externes oder Hostverarbeitungssystem

Fig. 4:

402 GPS Antenne
 10 404 Vorverstärker
 406 GPS Empfänger
 408 GPS Prozessor

Fig. 6:

15 602 Wähle eine optimale Konstellation aus (SV₁—SV₄)
 603 Empfange ephemerische Daten und Abstandsdaten von jedem SV an der Basisstation
 604 Berechne den PSR zu jedem SV von der Basisstation
 605 Benutze die GPS Zeit und die ephemerischen Daten, um die Position jedes SV zu bestimmen
 606 Benutze die Position jedes SV und die bekannte Position der Basisstation, um einen Abstand für jeden
 20 Satelliten zu berechnen
 607 Vergleiche jeden PSR mit dem entsprechenden berechneten Abstand um einen differentiellen Fehler zu erhalten
 608 Empfange ephemerische Daten und Abstandsdaten von jedem SV am Fahrzeug
 609 Berechne den PSR zu jedem SV vom Fahrzeug
 25 610 Benutze die GPS Zeit und die ephemerischen Daten, um die Position jedes SV zu bestimmen
 611 Benutze die Position jedes SV, die berechneten PSR's und die differentiellen Abweichungen von der Basisstation, um eine FPE für das Fahrzeug zu berechnen
 612 Benutze die SPE des MPS und die FPE, um eine BPE für das Fahrzeug zu produzieren

Fig 7:

30 702 Berechne eine anfängliche PE (U_x, U_y, U_z) unter Benutzung der Satelliten SV₁, SV₂, SV₃, und SV₄
 704 Berechne Werte für α , β , γ , und δ unter Benutzung der anfänglichen PE und der Daten von den Satelliten SV₃, SV₄, SV₅, und SV₆
 706 Setze α , β , γ , und δ in die Gleichungen für die Satelliten SV₁, SV₂, SV₃, und SV₄
 35 708 Berechne eine neue PE (U_x, U_y, U_z) für das Fahrzeug unter Benutzung der modifizierten Gleichungen für die Satelliten SV₁, SV₂, SV₃, und SV₄
 710 Ist (Anfänglichen PE — die neue PE) \leq Schwellenwert?
 712 Ende
 714 Berechne eine mittlere PE

Fig. 8:

802 Empfange GPS Navigationssignale an dem dem Fahrzeug, das sich an der Position P₁ (U_x, U_y, U_z) befindet, von mindestens vier SV's zur Zeit t₁
 804 Empfange GPS Navigationssignale an dem Fahrzeug, das sich in einer Position P₁ befindet von mindestens
 45 vier SV's zur Zeit t₂, wobei P₂ = P₁ + $\Delta t \cdot v$
 806 Berechne die Fahrzeugposition zur Zeit t₁ und die Fehlerkoeffizienten α , β , γ , und δ unter Benutzung der Navigationssignale von t₁ und t₂ und die Geschwindigkeit des Fahrzeugs zwischen den Zeiten t₁ und t₂
 808 Benutze die Fehlerkoeffizienten um eine genaue Fahrzeugspositionsabschätzung zum Zeitpunkt t_n zu berechnen

Fig 9:

902 Empfange Satellitennavigationssignale an der Basisstation
 903 Empfange Satellitennavigationssignale am Fahrzeug
 904 Berechne einen PSR von der Basisstation zu jedem SV
 55 905 Berechne einen PSR von der Basisstation zu jedem SV
 906 Benutze die GPS Zeit und die ephemerischen Daten, um die Position jedes SV zu bestimmen
 907 Benutze die GPS Zeit und die ephemerischen Daten um die Position jedes SV zu bestimmen
 908 Benutze die PSR's, SV Positionen und die bekannte Position der Basisstation, um nach den Fehlerkoeffizienten α , β , γ , und δ aufzulösen
 60 909 Benutze die PSR's und SV Positionen an dem Fahrzeug zusammen mit den Fehlerkoeffizienten von der Basisstation, um eine präzise erste Positionsabschätzung für das Fahrzeug zu berechnen
 910 Übertrage die Fehlerkoeffizienten an das Fahrzeug

Patentansprüche

65 1. Ein Verfahren zum Berechnen der Position eines ersten Empfängers auf oder in der Nähe der Erdoberfläche unter Benutzung eines zweiten Empfängers, der eine bekannte Position besitzt, und unter Benutzung eines satellitengestützten Navigationssystems, das eine Konstellation von Navigationssatelliten hat, wobei

das Verfahren folgende Schritte aufweist:

- a) Empfangen von einer Konstellation von Navigationssatelliten, einer ersten Vielzahl von Navigationssignalen an einem ersten Empfänger;
- b) Empfangen von einer Konstellation von Navigationssatelliten, einer zweiten Vielzahl von Navigationssignalen an dem zweiten Empfänger;
- c) Berechnen eines ersten Fehlerkoeffizienten, der einen Fehler in der x-Richtung für die Position des zweiten Empfängers darstellt aus der zweiten Vielzahl von Navigationssignalen und der bekannten Position des zweiten Empfängers;
- d) Berechnen eines zweiten Fehlerkoeffizienten, der einen Fehler in der y-Richtung für die Position des zweiten Empfängers darstellt, aus der zweiten Vielzahl von Navigationssignalen und der bekannten Position des zweiten Empfängers;
- e) Berechnen eines dritten Fehlerkoeffizienten, der einen Fehler in einer z-Richtung für die Position des zweiten Empfängers darstellt aus der zweiten Vielzahl von Navigationssignalen und der bekannten Position des zweiten Empfängers; und
- f) Berechnen einer präzisen Position des ersten Empfängers unter Benutzung der ersten Vielzahl von Navigationssignalen und der Fehlerkoeffizienten. 15
2. Das Verfahren nach Anspruch 1, das weiter einen Schritt umfaßt vor dem Schritt (f):
 - g) Berechnen eines vierten Fehlerkoeffizienten, der einen mittleren Pseudoabstandsfehler repräsentiert aus der zweiten Vielzahl von Navigationssignalen und der bekannten Position des zweiten Empfängers. 20
3. Das Verfahren nach Anspruch 2, wobei die Schritte (c), (d), (e) und (g) des Berechnens am zweiten Empfänger ausgeführt werden und der Schritt (f) des Berechnens an dem ersten Empfänger ausgeführt wird, wobei das Verfahren weiter einen Schritt zwischen den Schritten (g) und (f) aufweist:
 - h) Übertragen der Fehlerkoeffizienten von dem zweiten Empfänger zum ersten Empfänger. 25
4. Das Verfahren nach Anspruch 3, wobei die Konstellation von Navigationssatelliten vier Satelliten umfaßt.
5. Das Verfahren nach Anspruch 2, wobei die Schritte (c), (d), (e), (f) und (g) des Berechnens am ersten Empfänger ausgeführt werden, wobei das Verfahren ferner zwischen den Schritten (b) und (c) die folgenden Schritte umfaßt:
 - h) Berechnen am zweiten Empfänger einer Satellitenposition und eines Pseudoabstands für jeden Satelliten aus der zweiten Vielzahl von Navigationssignalen; und
 - i) Übertragung der Satellitenposition und der Pseudoabstände an den ersten Empfänger. 30
6. Das Verfahren nach Anspruch 5, wobei die Konstellation von Navigationssatelliten vier Satelliten einschließt.
7. Ein Verfahren um die Position eines Empfängers auf oder in der Nähe der Erdoberfläche unter Benutzung eines satellitengestützten Navigationssystems zu berechnen, das eine Konstellation von Navigationssatelliten umfaßt, wobei das Verfahren folgende Schritte aufweist:
 - a) Auswählen einer ersten Vielzahl von Satelliten aus der Konstellation;
 - b) Berechnen für jeden Satelliten in der ersten Vielzahl von Satelliten, einer ersten Satellitenposition und eines ersten Pseudoabstands;
 - c) Berechnen einer Positionsabschätzung für das Fahrzeug aus den ersten Satellitenpositionen und den ersten Pseudoabständen;
 - d) Auswählen einer zweiten Vielzahl von Satelliten aus der Konstellation;
 - e) Berechnen für jeden Satelliten in der zweiten Vielzahl von Satelliten einer zweiten Satellitenposition und eines zweiten Pseudoabstands;
 - f) Berechnen aus den zweiten Pseudoabständen, den zweiten Satellitenpositionen und der Positionsabschätzung, eines ersten Fehlerkoeffizienten, der die Positionsfehlerrends in einer x-Richtung der Positionsabschätzung charakterisiert, eines zweiten Fehlerkoeffizienten, der die Positionsfehlerrends in einer y-Richtung der Positionsabschätzung charakterisiert und eines dritten Fehlerkoeffizienten, der die Positionsfehlerrends in einer z-Richtung der Positionsabschätzung charakterisiert und
 - g) Benutzen der Fehlerkoeffizienten, um die Positionsabschätzung für das Fahrzeug zu verfeinern, eine verfeinerte Positionsabschätzung zu produzieren. 45
8. Das Verfahren nach Anspruch 7, das weiter einen Schritt vor dem Schritt (g) aufweist:
 - h) Berechnen aus den zweiten Pseudoabständen, den zweiten Satellitenpositionen und der Positionsabschätzung eines vierten Fehlerkoeffizienten, der Fehlerrends in den zweiten Pseudoabständen charakterisiert. 50
9. Das Verfahren nach Anspruch 8, wobei die erste Vielzahl von Satelliten den ersten, zweiten, dritten und vierten Satelliten aufweist und die zweite Vielzahl von Satelliten den dritten, vierten, fünften und sechsten Satelliten aufweist. 55
10. Das Verfahren nach Anspruch 8, das weiter die Schritte umfaßt:
 - i) Berechnen einer Differenz zwischen der Positionsabschätzung und der verfeinerten Positionsabschätzung;
 - j) Vergleichen der Differenz mit einer vorherbestimmten Schwelle; und
 - k) falls die Differenz größer als die vorherbestimmte Schwelle ist, Ersetzen der verfeinerten Positionsabschätzung durch die Positionsabschätzung und Wiederholen der Schritte (d)–(k). 60
11. Ein Verfahren für die Berechnung einer Positionsabschätzung für einen Empfänger, der sich auf oder in der Nähe der Erdoberfläche befindet unter Benutzung eines satellitengestützten Navigationssystems, das eine Konstellation von Navigationssatelliten besitzt, wobei das Verfahren folgende Schritte aufweist:
 - a) Empfangen von mindestens vier Satelliten eines ersten Navigationssignals zum Empfänger; 65

- b) Berechnen aus dem ersten Navigationssignal, eines ersten Pseudoabstands und einer ersten Satellitenposition für jedes der mindestens vier Satelliten;
- c) Bewegen des Empfängers von der ersten Position zu einer zweiten Position, wobei die zweite Position mit der ersten Position durch eine Geschwindigkeit des Fahrzeugs und eine Reise- oder Fahrzeit zwischen den ersten und zweiten Positionen in Verbindung steht;
- d) Empfangen von jedem der mindestens vier Satelliten eines zweiten Navigationssignals an dem Empfänger, der sich an der zweiten Position befindet;
- e) Berechnen aus dem zweiten Navigationssignal eines zweiten Pseudoabstands und einer zweiten Satellitenposition für jeden der mindestens vier Satelliten;
- f) Auswählen einer der ersten und zweiten Positionen für die Berechnung einer Empfängerpositionsabschätzung;
- g) Berechnen eines ersten Fehlerkoeffizienten, der einen Fehler in einer x-Richtung für die Empfängerpositionsabschätzung darstellt aus den ersten und zweiten Pseudoabständen, den ersten und zweiten Satellitenpositionen und der Fahrzeuggeschwindigkeit und der Reisezeit;
- h) Berechnen eines zweiten Fehlerkoeffizienten, der einen Fehler in einer y-Richtung für die Empfängerpositionsabschätzung darstellt aus den ersten und zweiten Pseudoabständen, den ersten und zweiten Satellitenpositionen, der Fahrzeuggeschwindigkeit und der Reisezeit;
- i) Berechnen eines dritten Fehlerkoeffizienten, der einen Fehler in einer z-Richtung für die Empfängerpositionsabschätzung darstellt aus den ersten und zweiten Pseudoabständen, den ersten und zweiten Satellitenpositionen, der Fahrzeuggeschwindigkeit und der Reisezeit; und
- j) Berechnen einer präzisen Empfängerpositionsabschätzung für die ausgewählte Position des Empfängers unter Benutzung der ersten Pseudoabstände der ersten Satellitenposition und den Fehlerkoeffizienten.
12. Das Verfahren nach Anspruch 11, das weiter einen Schritt vor dem Schritt (j) aufweist:
- k) Berechnen eines vierten Fehlerkoeffizienten, der einen mittleren Fehler in den ersten und zweiten Pseudoabständen darstellt, aus den ersten und zweiten Pseudoabständen, den ersten und zweiten Satellitenpositionen, der Fahrzeuggeschwindigkeit und der Reisezeit.

Hierzu 9 Seite(n) Zeichnungen

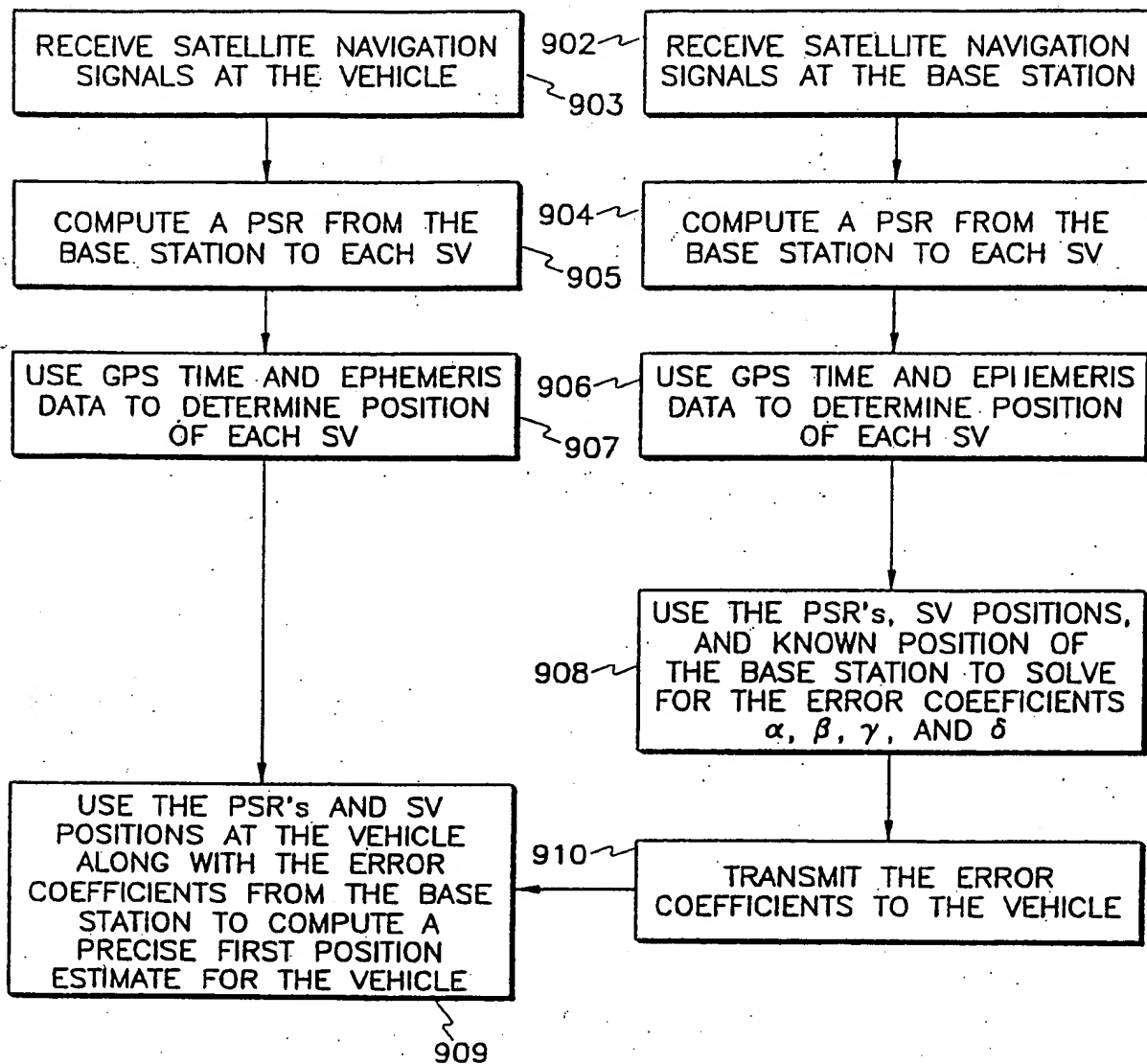


Fig. 9

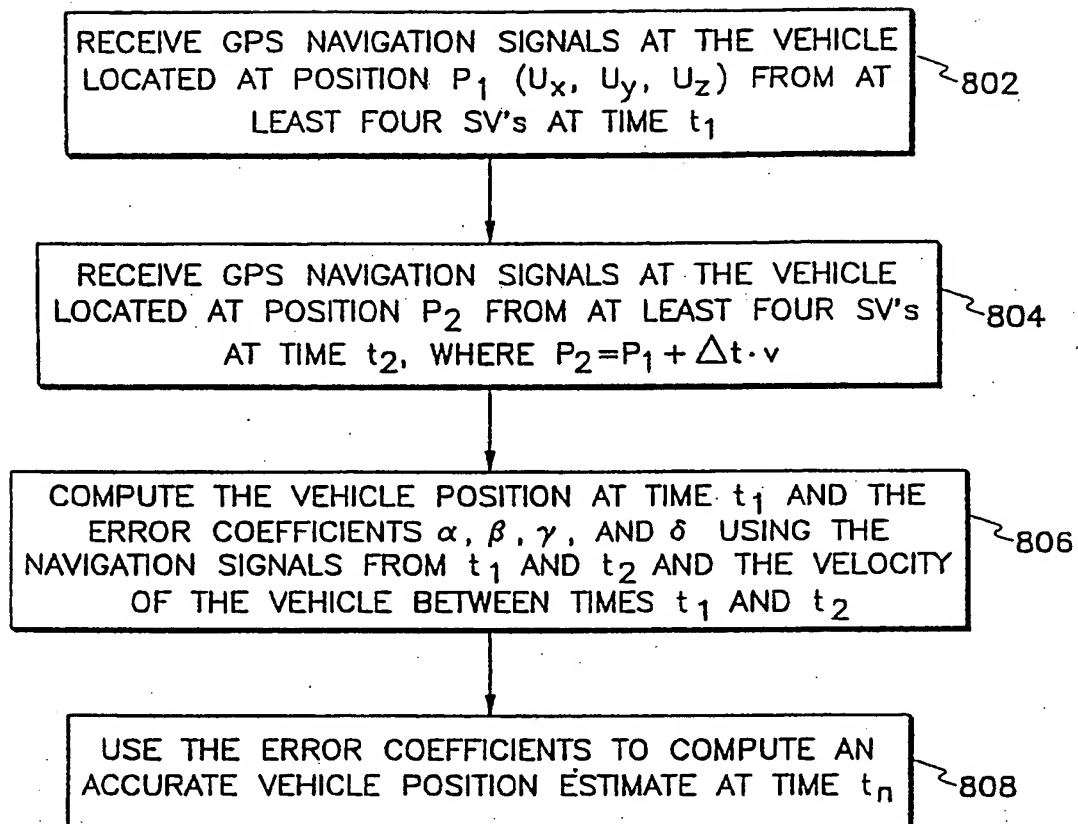
800

Fig. 8

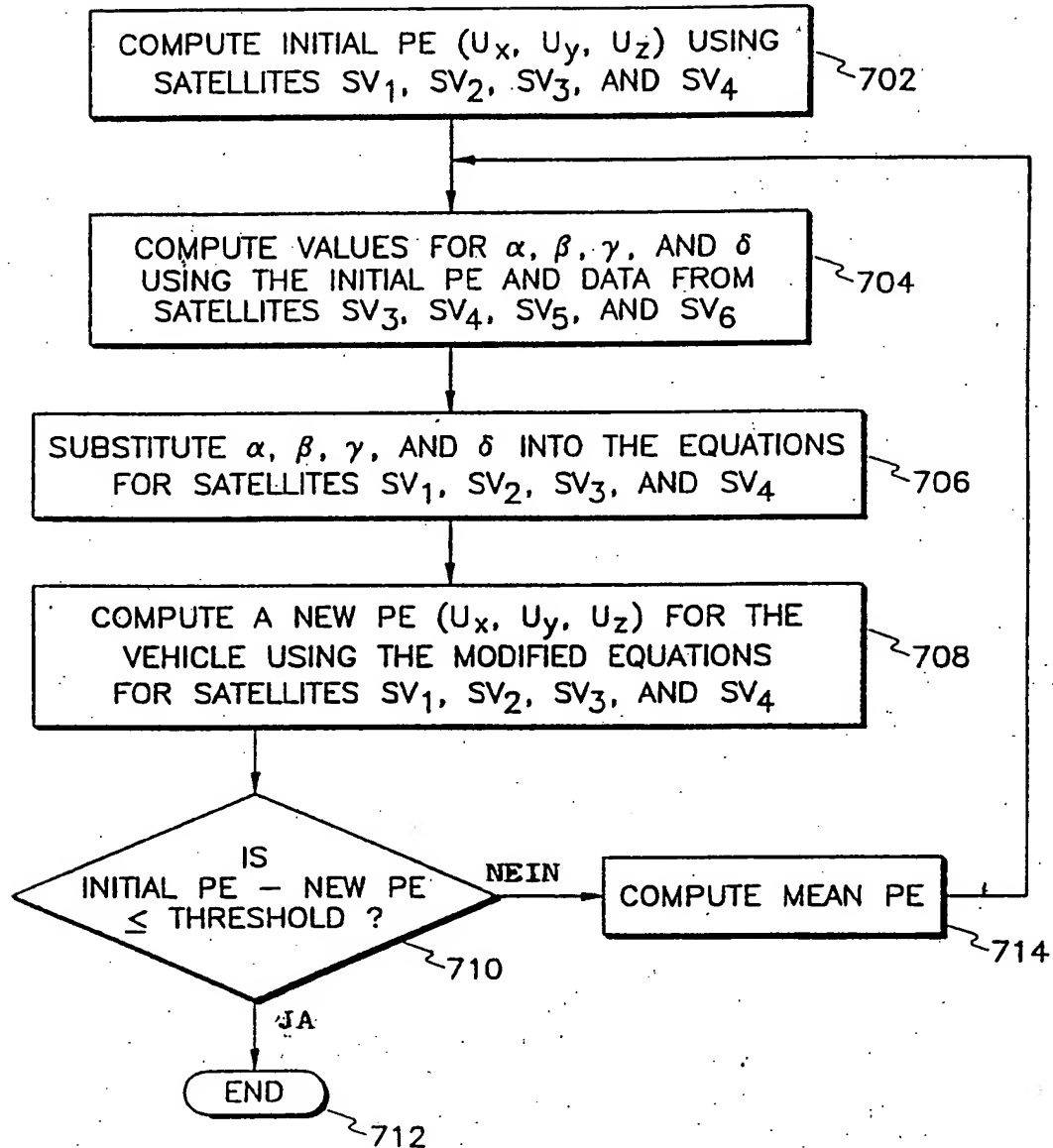
700

Fig. 7

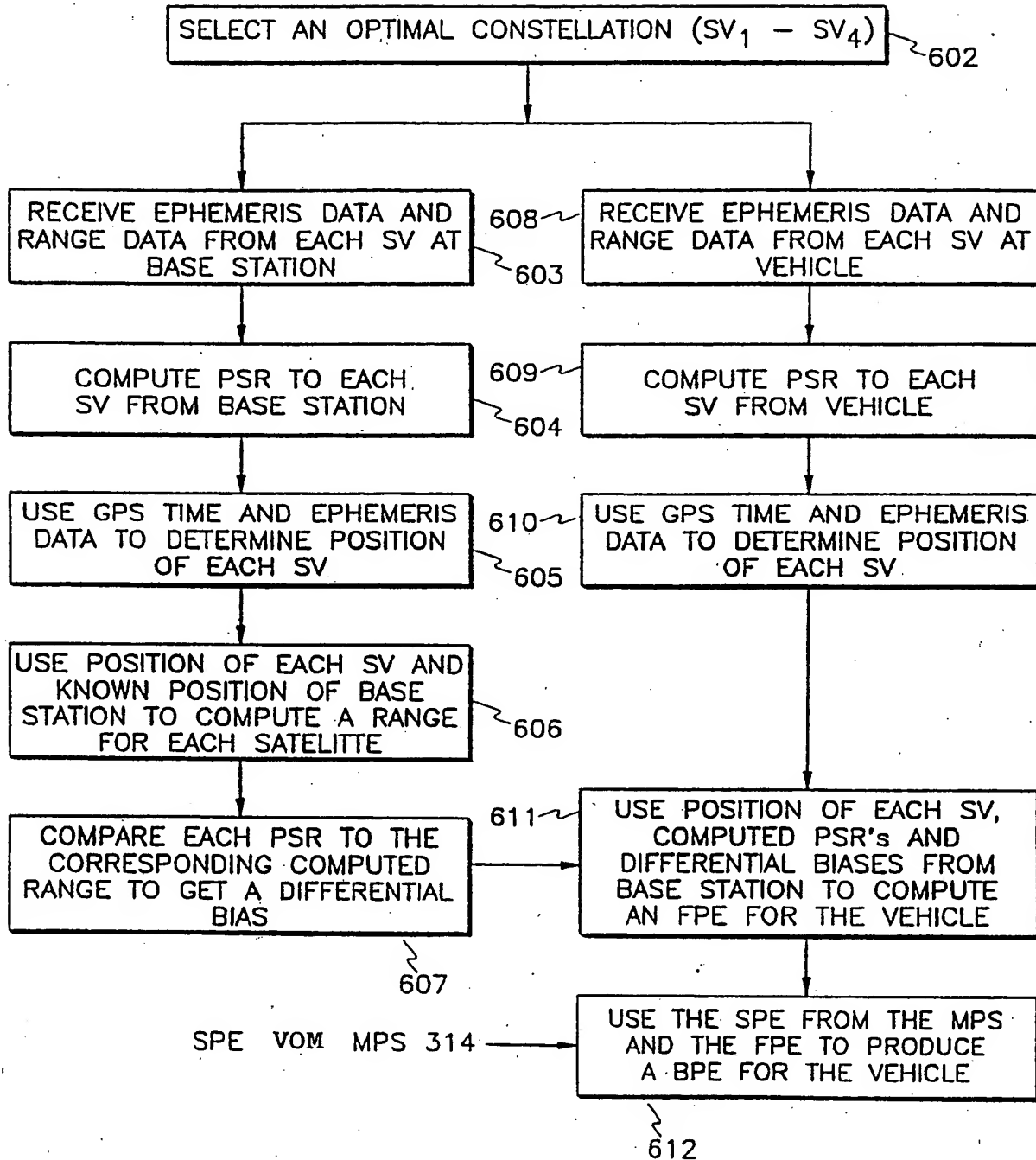
600

Fig. 6

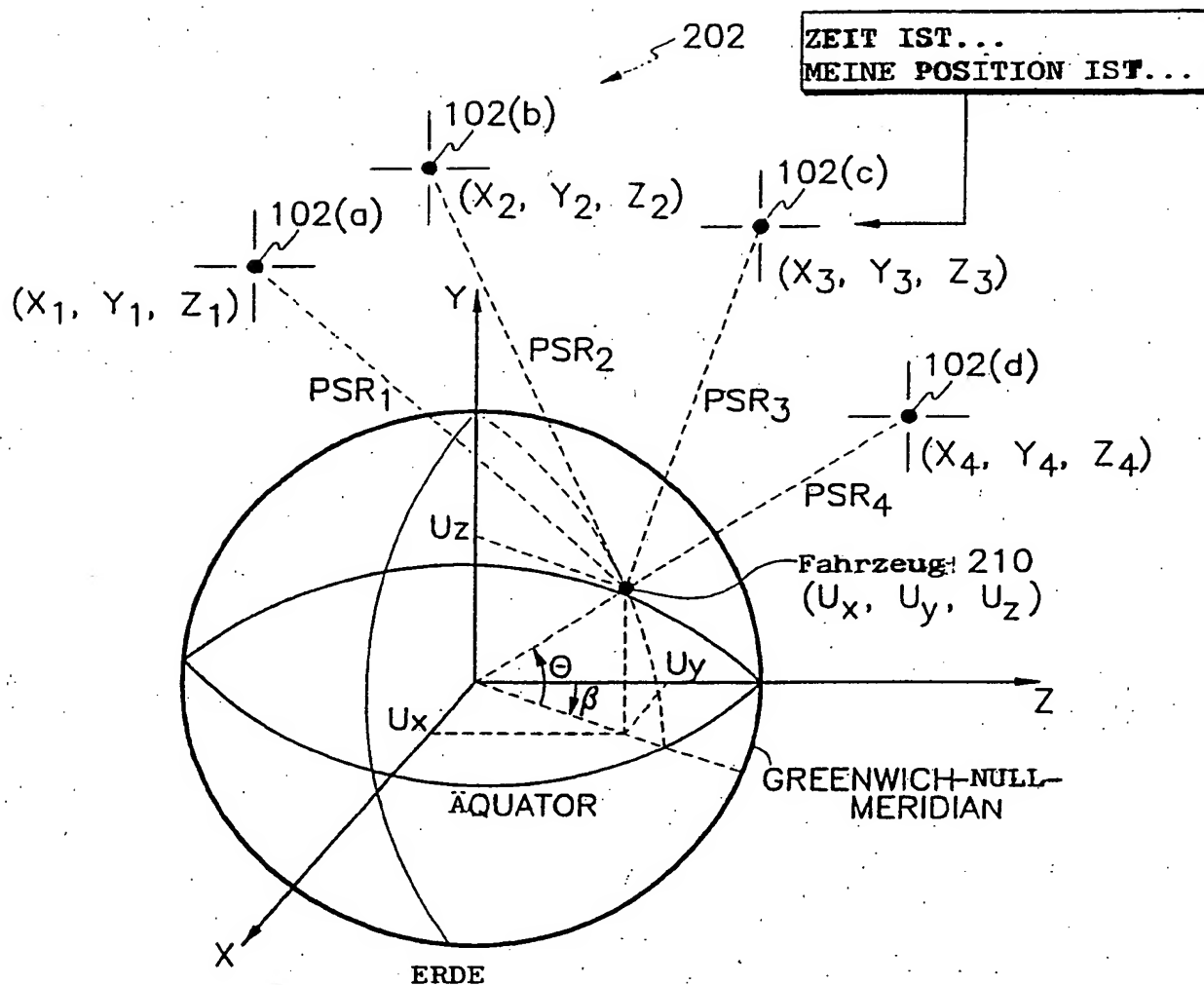


Fig. 5

312

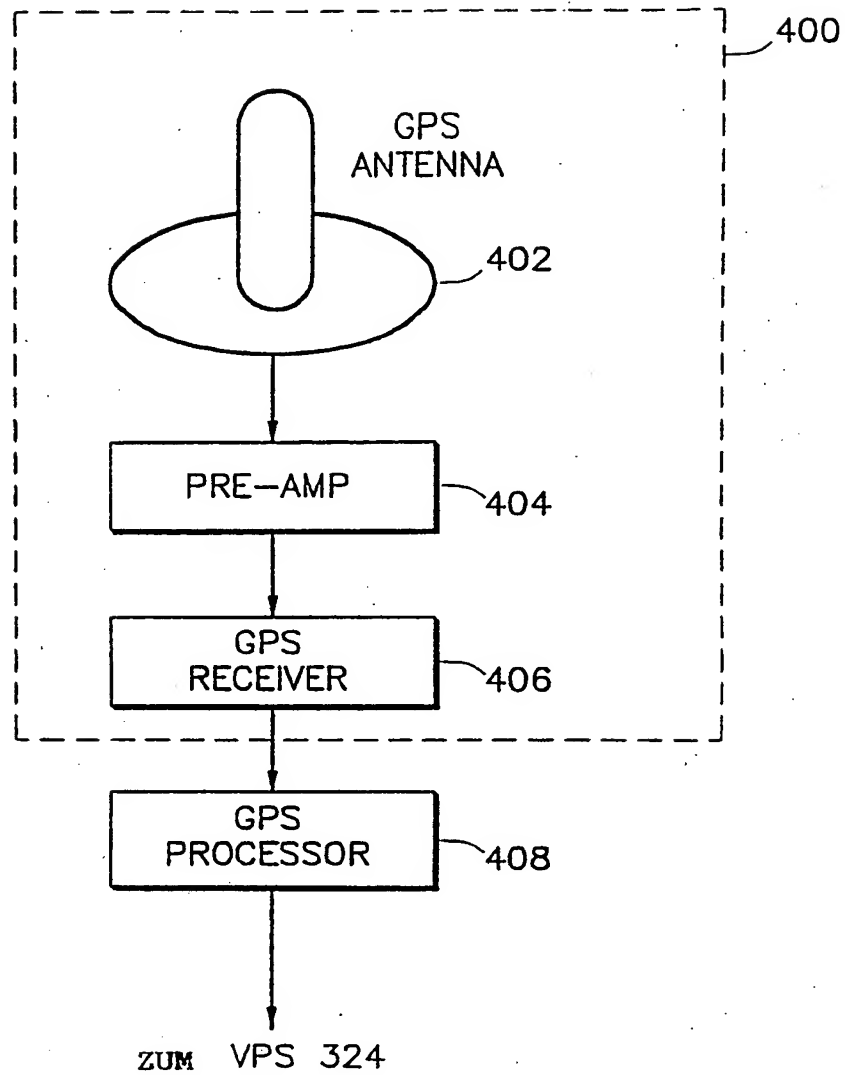


Fig. 4

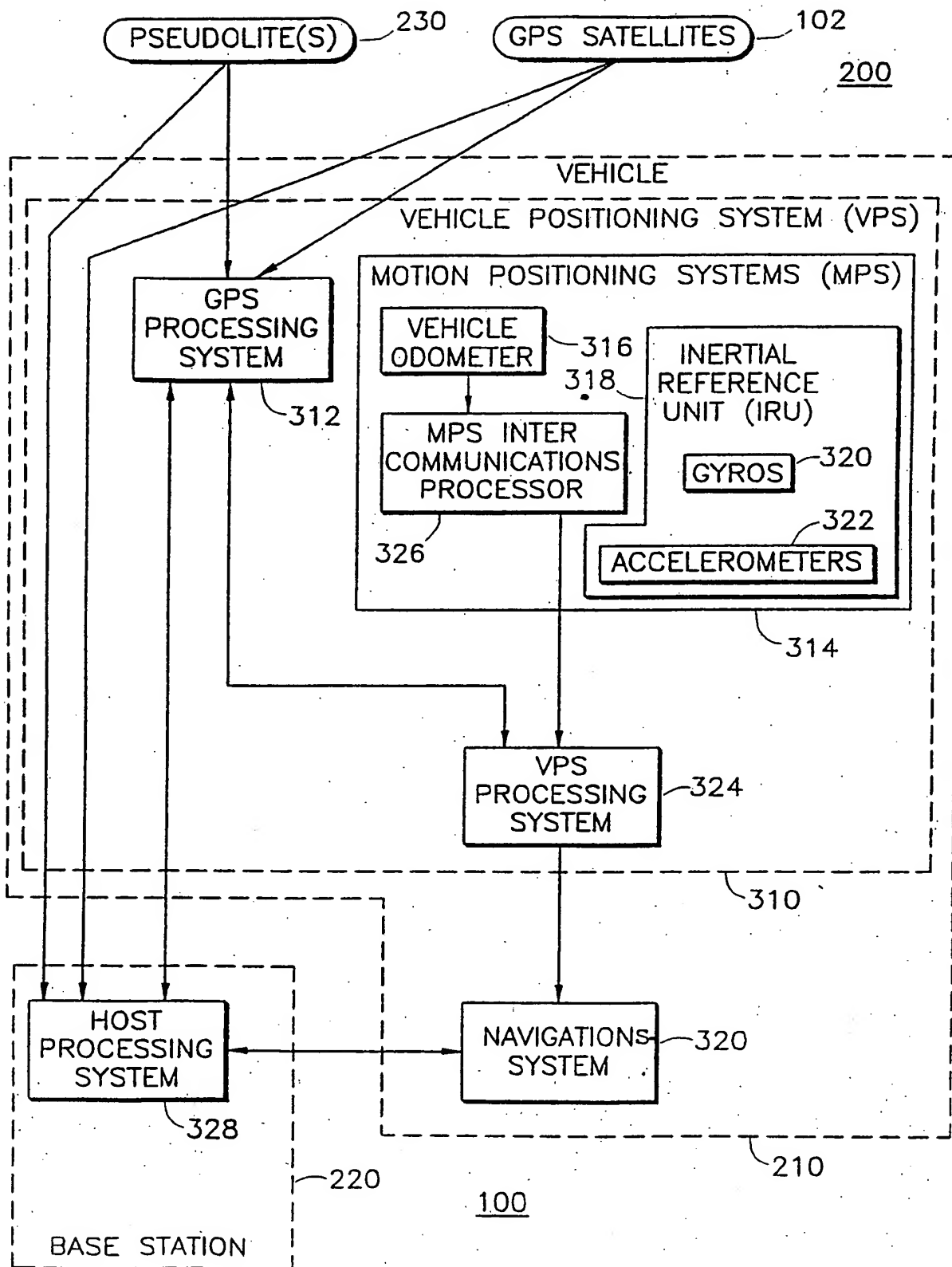


Fig. 3

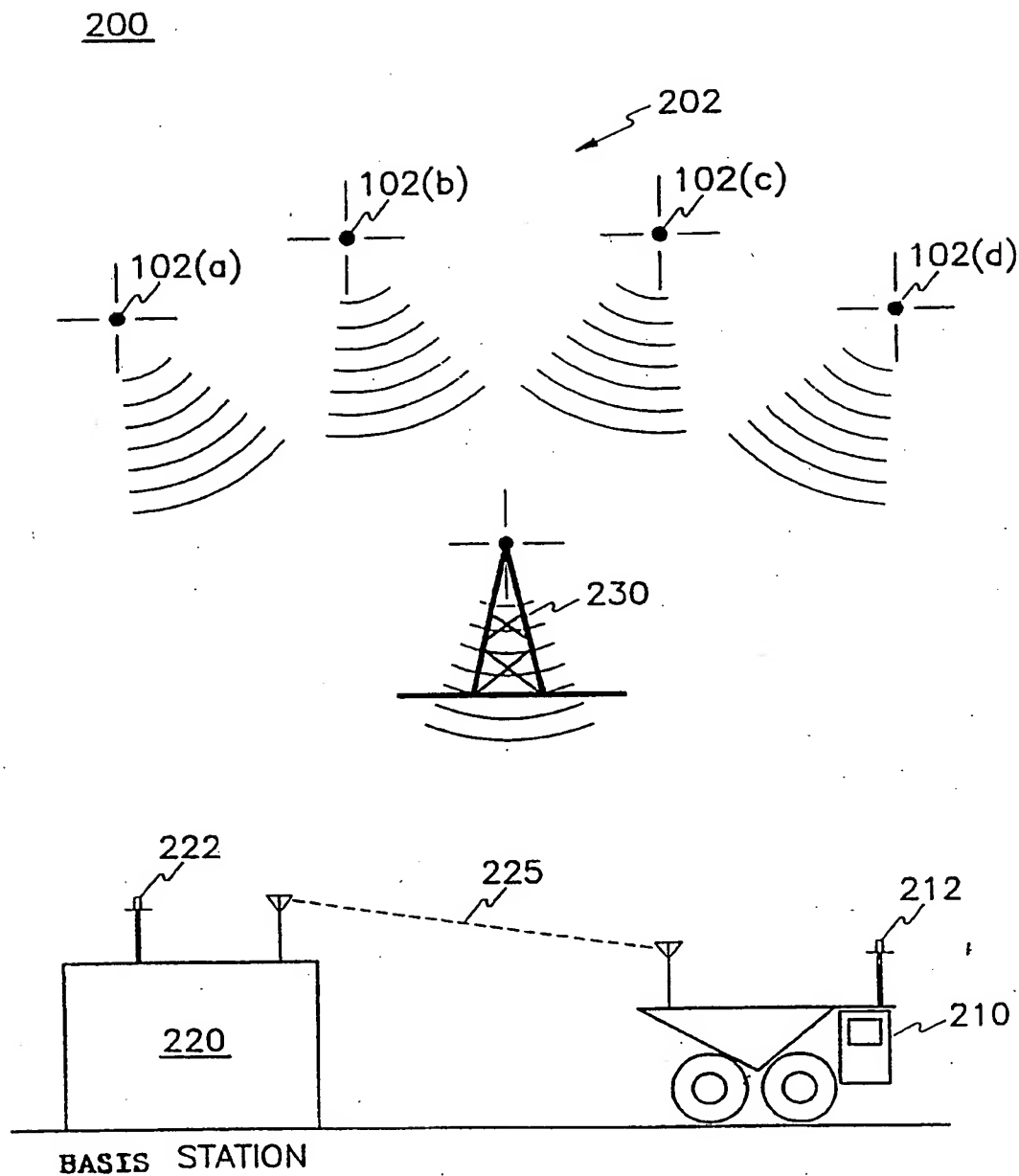


Fig. 2

- Leerseite -

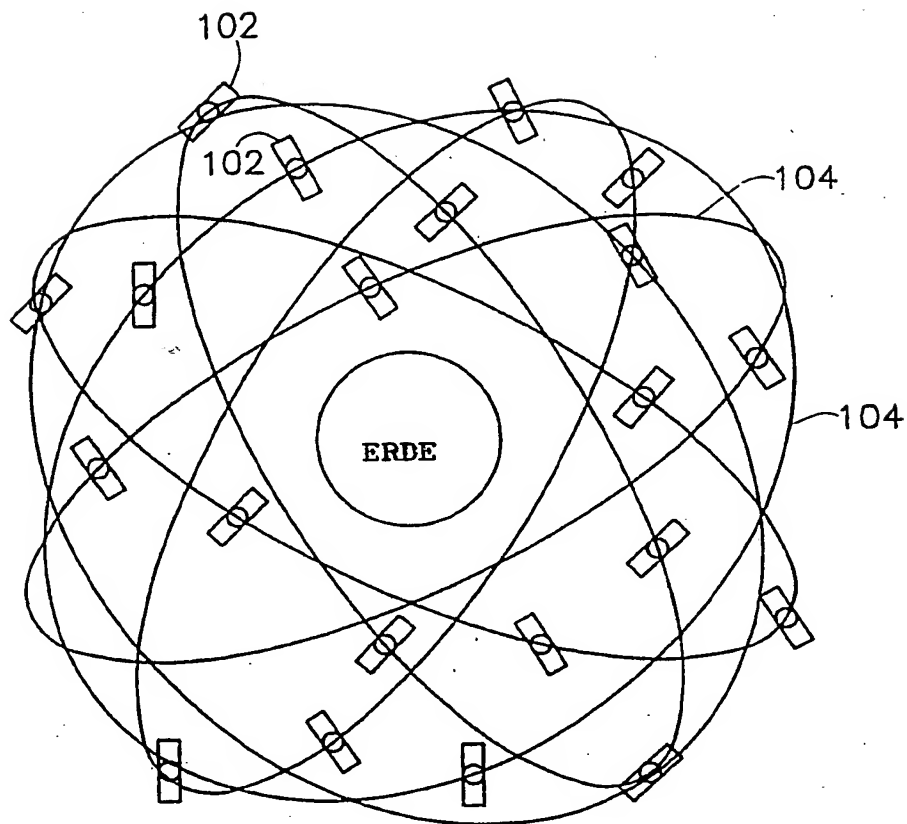


Fig. 1